A E R O C L U B U L R O M Â N I E I

MANUAL DE PREGĂTIRE TEORETICĂ PENTRU LICENŢA DE PILOT PRIVAT PPL(A)

PRINCIPIILE ZBORULUI

BUCUREŞTI 2011

Pagină lăsată goală

Lista de evidenţă a amendamentelor

Versiune amendament	Pagini afectate	Data introducerii in manual	Semnătura

Pagină lăsată goală

CUPRINS

1. Atmosfera 9

1.1 Introducere 9

1.2 Compozitie si structura 9

1.3 Presiunea atmosferica 12

1.4 Atmosfera standard internationala 15

2. Fortele care actioneza asupra unui avion 17

2.1 Distributia celor patru forte 17

2.2 Portanta 18

2.3 Forta de rezistenta la inaintare 20

2.4 Raportul Portanta (F_z) / Rezistenta la inaintare(F_x) 21

2.5 Zborul la orizontala rectiliniu si uniform 22

2.6 Tractiunea 23

2.7 Greutatea 24

3. Forta portanta pe un profil aerodinamic 27

3.1 Distributia presiunii si curentul de aer din jurul unui profil aerodinamic 27

3.2 Curentul de aer din jurul unui avion 28

3.3 Curgerea curentului 28

3.4 Profilul aerodinamic si principiul lui Bernoulli 30

3.5 Portanta pe o aripa standard 42

4. Forta de rezistenta la inaintare 47

4.1 Introducere 47

4.2 Forta totala de rezistenta la inaintare 48

4.3 Rezistenta indusa 53

4.4 Reducerea rezistentei induse 55

4.5 Forta de rezistenta totala la inaintare 59

4.6 Rezistenta la inaintare pe un profil aerodinamic 61

5. Raportul Portanta - Rezistenta la inaintare 63

5.1 Introducere 63

5.2 Zborul la orizontala rectiliniu si uniform 65

6. Elicea avionului 69
6.1 Caracteristici constructive 69
6.2 Principiul de functionare al elicei 70
6.3 Variatia tractiunii disponibile si a puterii disponibile a elicei cu inaltimea 73
6.4 Clasificarea elicelor 75
6.5 Miscarea elicei 76
6.6 Elicele cu pas variabil si regulatoarele de turatie constanta 79
6.7 Efectele produse de elice la decolare 80

7. Echilibrul avionului 83
7.1 Generalitati 83
7.2 Echilibrul longitudinal 84
7.3 Echilibrul transversal 84
7.4 Echilibru de directie 86
7.5 Stabilitatea avionului 87
7.5.1 Stabilitatea longitudinala 88
7.5.2 Stabilitatea transversala 91
7.5.3 Stabilitatea in directie 93
7.5.4 Stabilitate statica 93
7.5.5 Stabilitatea dinamica 94
7.6 Maneabilitatea avionului 94

8. Comenzile aeronavei 97
8.1 Generalitati 97
8.2 Profundorul 97
8.3 Eleroanele 98
8.4 Directia 99
8.5 Flapsurile 100
8.6 Trimere 109
8.7 Compensarea gravimetrica (masica) 110

9 Zborul la orizontala rectiliniu si uniform 113
9.1 Generalitati 113
9.2 Momentele de picaj-cabraj 114
9.3 Varitia vitezei in zborul la orizontala 115
9.4 Atitudinea avionului in zborul orizontal 115
9.5 Efectul greutatii in zborul orizontal 116
9.6 Performanta in zborul orizontal 118
9.7 Zborul rectiliniu orizontal la altitudine 124

10. Urcarea 125
10.1 Urcarea in sandela si urcarea constanta 125
10.2 Fortele in urcare 126
10.3 Unghiul de panta la urcare (Gradientul de urcare) 127
10.4 Diferite viteze de urcare 128
10.5 Factorii care afecteaza performanta de urcare 129
10.6 Efectul vantului asupra performatelor de urcare. 132

11. Coborarea 135
11.1 Zborul in coborare 135
11.2 Factorii care afecteaza unghiul de planare 137
11.3 Distanta de planare fata de sol 139
11.4 Controlul coborarii cu motorul in functiune 140

12. Virajul 143
12.1 Fortele intr-un viraj 143
12.2 Factorul de sarcina intr-un viraj 145
12.3 Tractiunea in viraj 147
12.4 Viteza limita intr-un viraj 147
12.5 Suprainclinarea / Subinclinarea in timpul virajului 148
12.6 Echilibrarea virajului 150

13. Viteza limita 154
13.1 Atingerea vitezei limita 154
13.2 Recunoasterea vitezei limita 156
13.3 Factorii care influenteaza viteza limita 158
13.4 Dispozitive de avertizare a vitezei limita 165
13.5 Vria 165
13.6 Fazele aterizarii 168

14. Comenzile la sol 172

BIBLIOGRAFIE 178

Pagină lăsată goală

Aerodinamica este stiinta (ramura a mecanicii fluidelor), care se ocupa cu studiul miscarii aerului, precum si cu studiul miscarii corpurilor in aer.

Consecinta a inventarii vehiculelor aeriene, s-au dezvoltat diferite ramuri ale aerodinamicii:

- aerodinamica teoretica, bazata pe aplicatii matematice, care trateaza cele mai generale legi si fenomene fizice aerodinamice;
- aerodinamica experimentala, care studiaza fenomenele prin intermediul unor experimente;
- aerodinamica aplicata, care foloseste cunostintele din celelalte doua ramuri ale aerodinamicii, in constructiile aeronautice.

CAPITOLUL 1.

1. Atmosfera

1.1 Introducere

Atmosfera este invelisul gazos al globului pamantesc, cunoscut sub denumirea de aer.

Aerul este un amestec de gaze continand in plus vapori de apa, particule microscopice, fum, praf, micrometeoriti, saruri, bacterii, etc. (acestea pot atinge 4% din atmosfera).

1.2 Compozitie si structura

Studiind aerul uscat s-a constatat ca procentajul gazelor componente ale atmosferei este urmatorul: 78,9% azot; 20,95% oxigen; 0,93% argon; 0,03% bioxid de carbon. Restul de cateva sutimi il formeaza gazele rare cum ar fi: hidrogenul, heliul, radonul, neonul, criptonul, xenonul, metanul, ozonul.

Cu toate ca aceste gaze au greutati specifice diferite, din cauza miscarilor atmosferei nu se pot stratifica in raport cu densitatea lor asa ca pana la altitudini de cca. 70 km compozitia aerului este aproape omogena.

Stratificare verticala

Inaltimea maxima a atmosferei este de 2500 km, dar in mod practic se considera ca fiind extinsa pana la 800 km.

La aceasta inaltime aerul este extrem de rarefiat, elementele (moleculele) gasindu-se, nu in stare moleculara, ci in stare atomica.

Zonele atmosferei

Zonele atmosferei au fost determinate in urma studiului facut privind variatia temperaturii cu inaltimea. Aceste zone sunt:

- troposfera;
- stratosfera;
- mezosfera;
- termosfera.

Troposfera (zona in care au loc toate fenomenele obisnuite din natura: ploaie, fulgere, trasnete etc.) se afla cuprinsa ca inaltime intre 5-8 km la pol si 15-18 km la ecuator.

Tropopauza separa troposfera de stratul urmator, stratosfera, prezentand un salt brusc de temperatura.

Temperaturile medii sunt de -45^{o} C la pol si de -80^{o}C la ecuator.

Aceasta zona este caracterizata prin existenta unor vanturi puternice de natura termica si prezinta unele discontinuitati datorate unor curenti foarte puternici numiti curenti jet.

Conventional, tropopauza are o altitudine de 11km si temperatura standard de -56,5^{o}C.

Stratosfera se intinde pana la 35-50 km.

Temperatura, la inceput, are un mers stationar ca apoi sa creasca mult datorita ozonului care absoarbe razele ultraviolete.

Stratul de ozon se afla intre 20-30 km inaltime, avand o grosime de cativa metri.

Stratosfera este mai groasa la poli si mai subtire la ecuator.

Vizibilitatea este foarte buna, continutul de vapori de apa fiind foarte redus.

Vanturile, desi sunt foarte puternice, au un caracter laminar. Pana la 25 km predomina vanturile de vest, iar deasupra cele de est.

Stratopauza este o zona de tranzitie intre stratosfera si mezosfera aflata la altitudinea de aproximativ 50 km fiind caracterizata printr-un maxim de temperatura.

Mezosfera este caracterizata prin descresterea temperaturii cu inaltimea, atingand -70^{o}C intre 80-85 km altitudine .

Termosfera este caracterizata prin cresterea continua a temperaturii ajungandu-se temperaturi de peste 1000 ^{o}C.

Ionosfera. Aici aerul este puternic ionizat (electrizat). Acest fenomen are loc datorita bombardarii moleculelor gazelor rarefiate de catre razele cosmice (straturile ionizate reflecta undele electromagnetice catre pamant).

Exosfera este caracterizata prin aceea ca aerul nu se mai gaseste in stare moleculara (ci atomica) datorita bombardarii moleculelor cu raze cosmice. Aici vom intalni ziua temperaturi de aprox. +2500 ^{o}C, iar noaptea aproape de -273 ^{o}C.

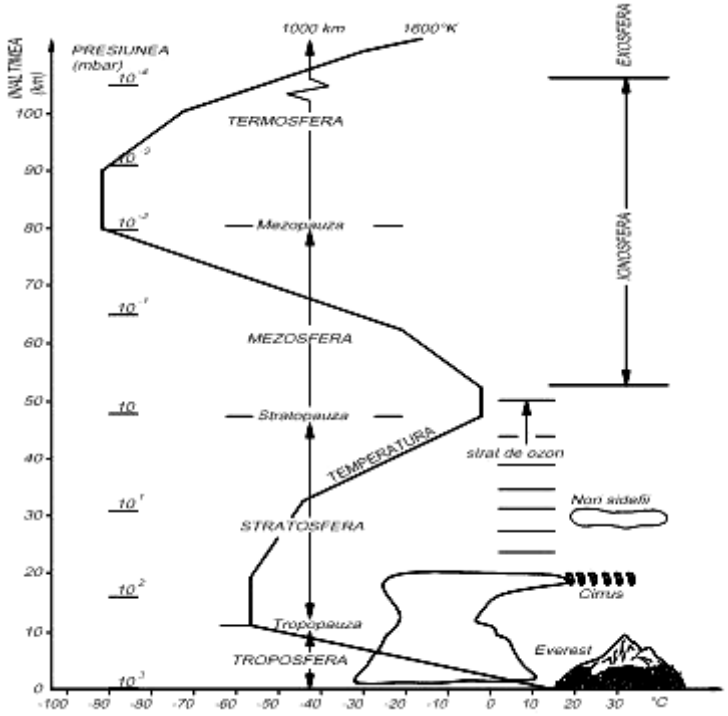


Fig 1.1. Zonele atmosferei

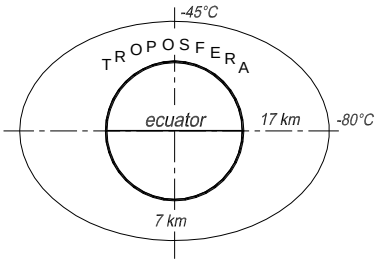


Fig 1.2. Troposfera

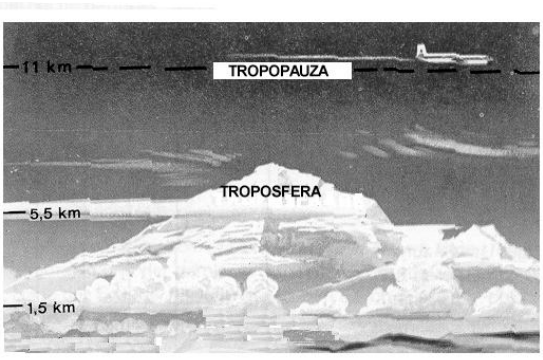


Fig 1.3. Factorii atmosferici

Aerul atmosferic este caracterizat de 3 factori atmosferici care nu sunt legati functional ci sunt in interdependenta statica.

Cei 3 factori sunt: presiunea, temperatura si umiditatea.

In afara de acestia, aerul se mai caracterizeaza printr-o miscare turbulenta in raport cu suprafata terestra.

Ansamblul marilor miscari permanente si din care rezulta circulatia atmosferei depinde de distributia temperaturii pe glob si de rotatia pamantului.

Miscarea aerului constituie o problema fundamentala pentru meteorologia sinoptica (aceasta efectueaza observatii pentru prevederea de temperatura).

1.3 Presiunea atmosferica

Presiunea atmosferica, densitatea si temperatura aerului

Datorita greutatii proprii aerul exercita asupra corpurilor o forta ce poarta denumirea de presiune.

Prin presiune se intelege apasarea exercitata de o coloana de aer avand suprafata bazei de $1cm^2$ si inaltimea egala cu inaltimea atmosferei.

Toricelli, prin experienta sa, dovedeste existenta presiunii atmosferice.

Unitatile de masura pentru masurarea presiunii atmosferice sunt milimetrul coloana de mercur (mmHg) si hectoPascalul (hPa).

In anul 1986, Organizatia Meteorologica Mondiala a stabilit ca in onoarea savantului francez Blaise Pascal (1623 - 1662) sa se introduca unitatea de masura a presiunii numita "Hectopascal", inlocuind vechea unitate de masura, milibarul: (1HPa = 1mb).

Pentru masuratori se foloseste mercurul deoarece are o densitate mare si necesita coloane relativ scurte.

760 mmHg = 1033,6 g/cm^2;

1 g/cm^2 = 1 dyna;

1 mmHg = 1,33 hPa.

Pentru un calcul rapid se ia 1mmHg = 4/3hPa si, respectiv,
1hPa = 3/4mmHg.

Masurarea presiunii se face cu ajutorul:

a) barometrului cu mercur sau cu capsula aneroida;
b) barografului (aparat inregistrator).

Functionarea acestor aparate se analizeaza la capitolul "Instrumente de bord".

Pentru efectuarea masuratorilor se face reducerea presiunii la 0^oC, prin calcul sau tabele.

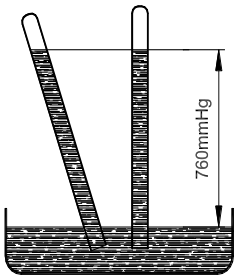


Fig 1.4. Experienta lui Toricelli

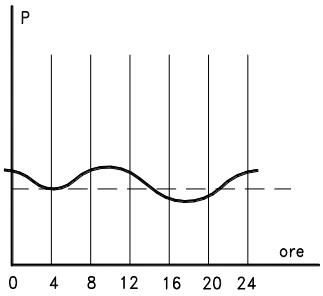


Fig 1.5. Variatia diurna a presiunii

Variatiile presiunii atmosferice

a) variatia diurna reprezinta doua maxime si doua minime pentru 24 de ore astfel:

- maxime in jurul orelor 10 si 24 si
- minime in jurul orelor 04 si 16.

Aceste variatii diurne pot atinge un hectopascal (milibar) in zonele temperate si catva milibari in cele tropicale.

b) in afara variatiilor diurne exista si variatii sezoniere; astfel pe continent presiunea prezinta un maxim iarna si un minim vara, iar pe oceane maximul este vara si minimul este iarna.

c) variatiile accidentale sunt mai importante deoarece sunt legate de caracterul timpului.

Acestea sunt produse de perturbatiile atmosferice si pot atinge 10 mb intr-un timp scurt.

Variatia presiunii cu inaltimea

Presiunea atmosferica scade in altitudine datorita:

- scaderii densitatii aerului in inaltime;
- scurtarii coloanei de aer odata cu cresterea inaltimii.

Savantul Laplace a stabilit legea variatiei presiunii cu altitudinea. Aceasta este o functie logaritmica complexa. Pentru a usura calculele a fost introdusa treapta barica. Aceasta reprezinta distanta pe verticala, in metri, pentru care se inregistreaza o descrestere a presiunii atmosferice cu 1 milibar.

Treapta barica se calculeaza pe intervale pe care se poate aproxima o scadere liniara a valorii presiunii dupa cum urmeaza:

- la nivelul marii scade cu 1mb pentru 8,4 m sau cu 1 mmHg pentru fiecare 11,2 m;
- la 5000 m presiunea scade cu 1 mb la fiecare 16 m;
- la 11000 m presiunea scade cu 1 mb la fiecare 32 m.

Presiunea barometrica

Presiunea barometrica este forta exercitata pe unitatea de suprafata (1 cm^2), de catre activitatea moleculelor componente, pe o coloana de aer a carei inaltime este egala cu grosimea atmosferei de deasupra suprafetei respective. Cand aerul este in repaus relativ, miscarea moleculelor este intamplatoare si presiunea se exercita uniform in toate directiile. Aceasta presiune se numeste presiunea statica sau barometrica.

Daca aerul ar fi in miscare ar trebui sa exercite o presiune suplimentara pe o suprafata opusa directiei vantului (miscarii aerului), aceasta este denumita presiune dinamica.

Marimile ce definesc vantul

Datorita fluiditatii sale aerul poate avea miscari orizontale, verticale sau inclinate.

Miscarea orizontala a aerului se numeste vant.

Miscarile verticale si inclinate se numesc curenti.

Vantul este provocat de diferenta de presiune (pe orizontala) de la loc la loc. Aceste diferente pe orizontala exista atat la nivelul solului cat si la inaltime. Cauza principala a acestor diferente o constituie incalzirea inegala a suprafetei terestre deci si a maselor de aer din vecinatatea acestora.

Astfel spre zonele mai incalzite (unde presiunea este mai mica) se indreapta aerul mai rece (cu o presiune mai mare).

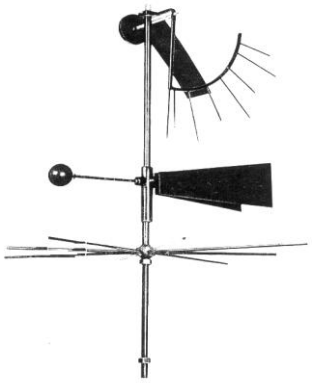


Fig 1.6. Girueta

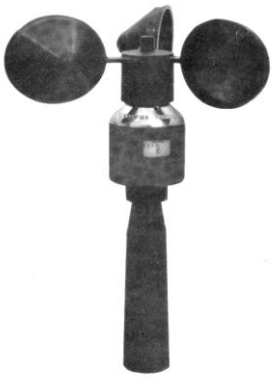


Fig 1.7. Anemometrul cu cupe

Marimile ce definesc vantul sunt directia si intensitatea (forta).

Prin directie, in meteorologie se intelege directia de unde "sufla" (vine) vantul. Ea se indica prin grade sexagesimale cu urmatoarea corespondenta: N = 360^o (0^o); S = 180^o; E = 90^o; W = 270^o.

Viteza vantului se exprima in urmatoarele unitati de masura: m/s; km/h; mile marine/h (= nod (1 mila marina = 1852m)).

Transformarea din km/h in m/s se face inmultind m/s cu 3,6 sau, aproximativ, inmultind m/s cu 4 si scazand din produs cifra zecilor.

Directia vantului este indicata la sol de giruete (vezi Fig 1.6), iar in inaltime cu ajutorul baloanelor sau a radiosondelor.

Pe aerodrom, pentru masurarea directiei vantului, se mai foloseste maneca de vant si T-ul mobil.

Pentru masurarea intensitatii vantului se folosesc anemometrele cu cupe sau cu palete, sau anemografele.

Distributia presiunii atmosferice pe suprafata globului este indicata pe hartile meteorologice cu ajutorul izobarelor.

Izobarele sunt liniile care unesc punctele cu aceeasi presiune atmosferica.

Hartile izobarice pot fi anuale, lunare, zilnice, etc.

1.4 Atmosfera standard internationala

(**ISA**=**I**nternational **S**tandard **A**tmosphere)

In atmosfera reala, presiunea, densitatea, temperatura si umiditatea variaza de la un loc la altul, in altitudine si in timp. Asadar, a fost necesar crearea unui model de atmosfera cu valori standard, la care sa se raporteze masurarea performantelor aeronavelor si dupa care sa se realizeze calibrarea instrumentelor.

Cel mai raspandit si utilizat model de atmosfera este „ICAO ISA" din 1964.

Atmosfera standard internationala (ICAO ISA):

- la nivelul mediu al marii (MSL) avem: temperatura T = +15°C
  presiunea P = 1013.25 mb (hPa)
  densitatea ρ = 1225 g/m³
- de la -5Km pana la 11Km (36.090ft) temperatura scade cu 0,65°C/100m (1,98°C /1000ft)
- de la 11Km pana la 20Km (65.617ft) temperatura ramane constanta la -56,5°C
- de la 20Km pana la 32Km temperatura creste cu 0,1°C/100m (0,3°C / 1000ft)

Atmosfera reala difera de ISA in mai multe feluri. Presiunea la nivelul marii variaza de la o zi la alta si chiar de la o ora la alta, temperatura fluctueaza de asemenea intre limite largi la diferite niveluri.

Valoarea cu care atmosfera reala difera fata de ISA se numeste *deviatia ISA* (poate fi + sau -).

De exemplu: daca temperatura observata este cu 6°C mai mare decat este data de ISA, atunci deviatia ISA (ISA deviation) = +6

Pagină lasată goală

CAPITOLUL 2.

2. Fortele care actioneza asupra unui avion

2.1 Distributia celor patru forte

Cele patru forte principale, prezentate in figura nr.2.1., care actioneaza asupra avionului sunt portanta, greutatea, tractiunea si rezistenta la inaintare.

Fiecare din cele patru forte principale are propriul sau punct de actiune, astfel:

a) portanta prin centrul de presiune;
b) greutatea prin centrul de greutate;
c) tractiunea si rezistenta la inaintare in directii opuse, paralele cu directia zborului, prin puncte care variaza cu atitudinea si proiectarea avionului.

Sistemul de axe folosit in aerodinamica este sistemul de axe-viteze, prezentat in figura nr. 2.2., sistem de axe drept, avand directia si sensul axei O_x paralela cu directia vitezei curentului de aer cu sensul pozitiv catre in spate, axa O_z fiind situata in planul vertical cu sensul pozitiv catre in sus si axa Oy situata in plan orizontal.

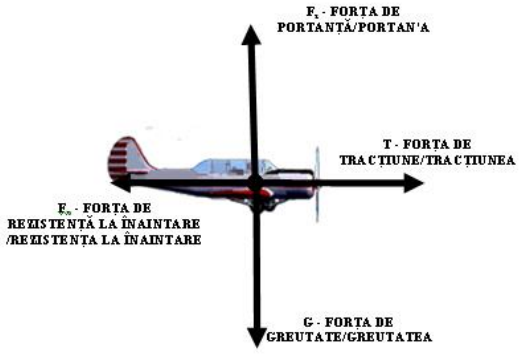

F$_p$ - FORTA DE PORTANȚĂ/PORTAN'A
T - FORTA DE TRACȚIUNE/TRACȚIUNEA
F$_R$ - FORTA DE REZISTENȚĂ LA ÎNAINTARE /REZISTENȚA LA ÎNAINTARE
G - FORTA DE GREUTATE/GREUTATEA

Fig 2.1. Fortele care actioneaza asupra avionului in zbor rectiliniu si uniform

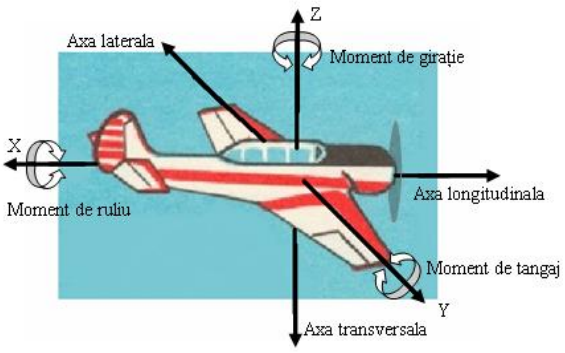


Fig 2.2. Sistemul de axe-viteze

Gravitatia este fenomenul care genereaza forta descendenta care atrage toate corpurile vertical spre centrul pamantului. Denumirea data fortei

gravitationale este greutatea si pentru scopul nostru in acest studiu despre principiile de zbor reprezinta greutatea totala a avionului incarcat.

Centrul de Greutate (CG) este punctul de aplicatie a fortei de greutate si pozitia sa depinde de aceasta forta totala/rezultanta de greutate si de pozitia tuturor fortelor de greutate a partilor individuale ale avionului si de incarcatura pe care o duce. Daca avionul ar fi suspendat de o franghie atasata de centrul sau de greutate, avionul s-ar echilibra.

Portanta este rezultanta fortei aerodinamice totale si este perpendiculara pe viteza relativa dintre curentul de aer si avion.

Rezistenta la inaintare este rezultanta fortei aerodinamice totale si este paralela cu viteza relativa dintre curentul de aer si avion si care se opune tractiunii. Curentul de aer relativ se refera la miscarea dintre avion si fileurile de aer suficient de indepartate de avion pentru a nu fi deranjate de acesta.

2.2 Portanta

Rezultanta fortelor aerodinamice (cunoscuta si ca forta aerodinamica totala) este impartita in doua componente: forta de rezistenta la inaintare, care se opune tractiunii si actioneaza paralel curentului de aer relativ si forta de portanta, care este perpendiculara pe curentul de aer relativ si traiectoria de zbor a avionului, conform figurii nr.2.3.

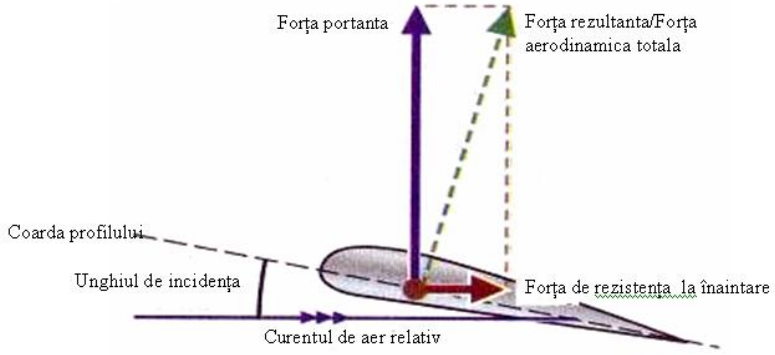


Fig 2.3. Forta aerodinamica totala

Experimental, se poate spune ca forta rezultanta, si prin urmare portanta, depind de:

a) forma aripii;
b) unghiul de atac;
c) densitatea aerului (ρ);
d) viteza curentului de aer liber (V^2);
e) suprafata aripii (S).

Portanta (si rezistenta la inaintare) produsa de o aripa urmeaza legi naturale. Putem simplifica intelegerea acestui efect natural descriindu-l intr-o formula relativ simpla (una din putinele pe care trebuie sa le retineti).

Viteza curentului de aer si densitatea (ρ) se combina in expresia pentru *presiunea dinamica* (½ ρV²).

Punand toate acestea laolalta cu suprafata (S), obtinem:

$$F_z = (\text{un factor})\ ½\ \rho V^2 S$$

Folosim "un factor" pentru a ne referi la celelalte variabile, indeosebi forma aripii si unghiul de atac (de exemplu, profilul pe care aripa il prezinta curentului de aer). Acestui factor ii este dat numele mai tehnic de *coeficient de portanta (C_Z)* care este de fapt "capacitatea de ridicare" a aripii la un anumit unghi de atac. Prin urmare:

$$F_z = C_z\ ½\ \rho V^2 S$$

Pentru o aripa data, unghiul de atac este factorul de control cel mai important in distribuirea presiunii statice in jurul aripii. Acesta detemina valoarea fortei de portanta care este generata. Valoarea efectiva a lui C_Z va diferi asadar in functie de unghiul de atac, conform figurii nr. 2.4.

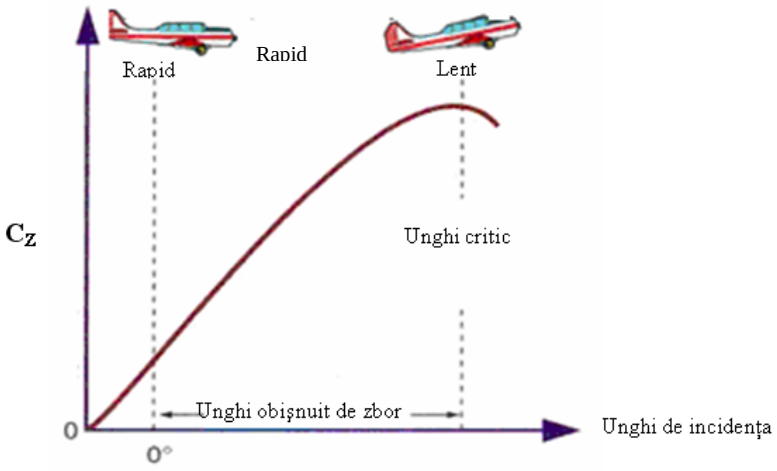


Fig 2.4. Diagrama coeficientului de portanta functie de unghiul de atac

La unghiuri de atac mai ridicate curba portantei incepe sa coboare, pana la unghiul de atac corespunzator vitezei limita dupa care are loc o scadere semnificativa a C_z si a capacitatii aripii de a produce portanta. Aceasta are loc atunci cand curentul de aer este incapabil sa ramana liniar peste zona de extrados a aripii, se separa si se imparte in turbioane (ruperea fileurilor de aer/deslipirea stratului limita). Aceasta reprezinta viteza limita a suprafetei portante. Notati ca C_z maxim (coeficientul maxim de portanta al aripii) are loc exact inaintea vitezei limita.

La unghiul de incidenta critic centrul de presiune se afla la cel mai indepartat punct catre in fata. Dincolo de unghiul de incidenta critic centrul de presiune se deplaseaza catre inapoi

2.3 Forta de rezistenta la inaintare

In timpul zborului asupra avionului actioneaza forta portanta(Fz) forta de rezistenta la inaintare(Fx) ,forta de tractiuneT si forta de greutate(G).

F_x este termenul aeronautic care defineste rezistenta aerului ce se manifesta asupra unui avion in timp ce se misca relativ prin aer, adica se opune miscarii si actioneaza paralel si in aceeasi directie a curentului de aer relativ.

Principalul scop al grupului motopropulsor este de a invinge rezistenta la inaintare. Cu cat rezistenta la inaintare este mai scazuta, cu atat este nevoie de mai putina tractiune pentru a o echilibra. Avantajele unei cerinte de tractiune mai redusa sunt evidente: motoare mai mici (sau probabil mai putine ca numar), consumuri de combustibil mai scazute, mai putina solicitare a motorului si pe structurile asociate, si costuri de operare mai scazute.

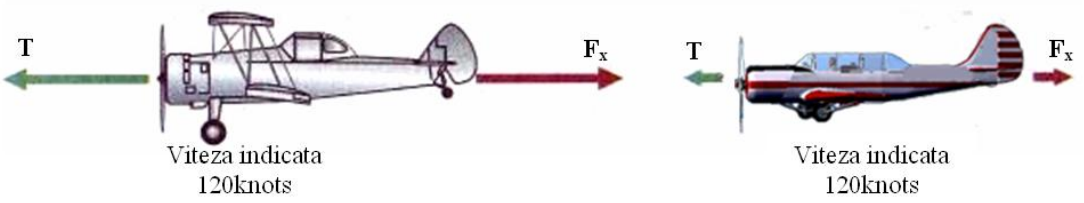


Fig 2.5. Variatia fortei de rezistenta la inaintare cu forta de tractiune

Forta de rezistenta la inaintare totala este suma totala a diferitelor forte de franare care actioneaza asupra avionului. Un mod convenabil de a studia aceste franari diferite este de a le separa in doua grupuri de baza:

a) acele forte de franare asociate cu producerea de forta portanta, cunoscute ca *rezistenta la inaintare indusa* (efect tip Vortex-turbioane care se formeaza la bordul de fuga al aripii si indeosebi la varfurile aripii).

b) acele forte de franare care nu sunt direct asociate cu cresterea portantei– cunoscute ca *rezistenta la inaintare parazita*, care include rezistenta de forma, rezistenta de frecare si rezistenta de interferenta (influenta unei componente aerodinamice asupra altei componente). Rezistenta de forma si rezistenta de frecare sunt uneori clasificate impreuna sub denumirea de rezistenta de profil

2.4 Raportul Portanta (F_z) / Rezistenta la inaintare(F_x)

Pentru a determina performantele si eficienta unui profil aerodinamic la un anumit unghi de atac (si viteza a aerului), trebuie luate in considerare atat portanta cat si rezistenta la inaintare. Relatia uneia cu cealalta, numita raportul portanta/rezistenta la inaintare sau *finete aerodinamica*.

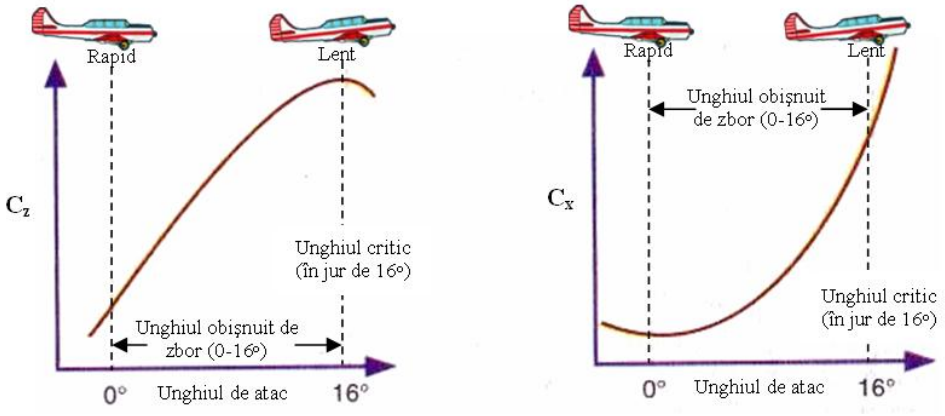


Fig 2.6. Diagrama fortei de portanta si a fortei de rezistenta la inaintare

Curba portantei arata o crestere constanta a coeficientului de portanta pe masura ce unghiul de incidenta creste, pana la unghiul critic, dincolo de care C_z scade „dramatic”.

Curba rezistentei la inaintare arata ca rezistenta creste constant cu schimbarea unghiului de incidenta, fiind cea mai mica la unghiuri de incidenta pozitive mici si crescand de fiecare data cand unghiul de incidenta creste sau scade. Pe masura ce se apropie de unghiul de incidenta critic rezistenta la inaintare creste cu o rata mai mare . La viteza limita, ruperea curentului laminar si formarea de turbulente, sau vartejuri, genereaza o mare crestere a rezistentei la inaintare.

Intr-un fel, portanta este beneficiul pe care il obtineti de la un profil aerodinamic si rezistenta la inaintare este pretul pe care il platiti pentru aceasta.

Pentru o portanta data este de dorit sa aveti cantitatea minima de rezistenta la inaintare, adica cel mai bun raport F_z/F_x, adica finetea aerodinamica maxima pentru profilul respectiv.

Pentru a afla raportul portanta /rezistenta la inaintare putem imparti cele doua ecuatii, astfel:

a) portanta: $F_z = C_z ½ \rho V^2 S$;

b) rezistenta la inaintare: $F_x = C_x ½ \rho V^2 S$

Putem realiza o curba pentru finetea aerodinamica functie de unghiul de incidenta.

Unghiul de incidenta care ofera cel mai bun raport portanta/rezistenta la inaintare este cel mai eficient unghi de incidenta.

La majoritatea aeronavelor nu aveti un instrument pentru a indica unghiul de incidenta, dar puteti citi viteza, valoarea ei este in functie de unghiul de incidenta. Unghiurile de incidenta mari in zborul constant sunt asociate cu viteze indicate mai mici (si invers).

Unghiul de incidenta (si viteza indicata) pentru cel mai bun raport portanta/rezistenta la inaintare ofera portanta necesara (pentru a echilibra greutatea) pentru o rezistenta la inaintare minima. La oricare alt unghi de incidenta pentru a obtine aceeasi portanta rezistenta la inaintare este mai mare.

2.5 Zborul la orizontala cu o greutate constanta

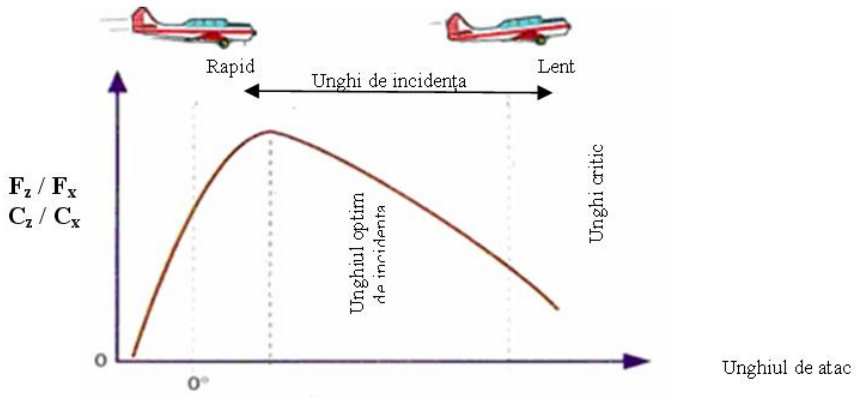


Fig 2.7. Diagrama portanta/rezistenta la inaintare functie de unghiul de atac

In zborul rectiliniu si uniform la orizontala:

$$F_z = G = C_z \, ½ \, \rho V^2 S$$

C_z este o functie a unghiului de atac, si ½ρV² este in raport cu viteza indicata pe care o vedeti pe indicatorul vitezei. (V este viteza fata de fileurile de aer reala sau viteza adevarata, pe care nu o puteti citi direct in cabina).

De aceea, in zborul rectiliniu la orizontala, unghiurile da atac ridicate permit viteze mai reduse, si unghiuri de atac scazute permit viteze mai mari, astfel:

a) daca unghiul de atac este marit, portanta necesara poate fi generata la o viteza redusa;
b) daca unghiul de atac este redus, aceeasi portanta necesara va fi generata la o viteza mai mare.

Fig 2.8. Variatia unghiului de incidenta cu viteza la greutate constanta

2.6 Tractiunea

Transformarea energiei de rotatie a rotorului motorului intr-o forta de tractiune se face prin intermediul unei elice.

Elicea face acest lucru prin generarea unei forte care rezulta din miscarea sa prin aer. Elicea trage avionul prin aer prin generarea unei forte de “portanta” practic orizontale, numita tractiune.

O sectiune transversala printr-o pala a elicei este pur si simplu o sectiune a unui profil aerodinamic, si putem studia aerodinamica in aceeasi termeni ca oricare alta suprafata portanta, cum ar fi o aripa.

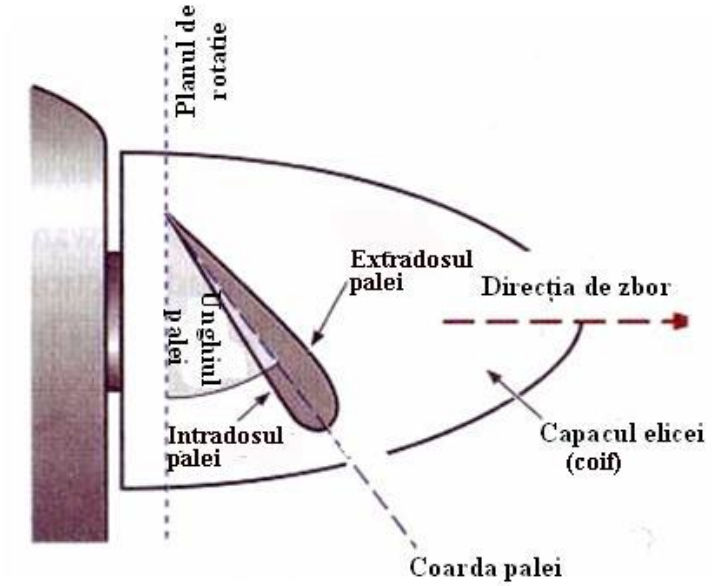


Fig 2.9. Aerodinamica elicei

Unghiul pe care linia de coarda a sectiunii elicei il face cu planul de rotire se numeste *unghiul palei*.

Unghiul palei, asa cum vom vedea, variaza de la un unghi de pala mare la radacina palei langa ax, devenind treptat mai mic spre varful elicei. Partea curbata a palei se numeste extradosul palei si latura mai plata se numeste intradosul palei.

2.7 Greutatea

Gravitatia este forta descendenta care atrage toate corpurile vertical spre centrul pamantului. Denumirea data fortei gravitationale este greutatea si pentru scopul nostru in acest studiu despre principiile de zbor reprezinta greutatea totala a avionului incarcat. Aceasta greutate poate fi considerata ca actioneaza ca o forta singulara prin centrul de gravitatie (greutate) -. (CG).

CG este punctul de echilibru si pozitia sa depinde de greutate si de pozitia tuturor partilor individuale ale avionului si de incarcatura pe care o duce. Daca avionul ar fi suspendat de o franghie atasata de centrul sau de gravitatie, avionul s-ar echilibra.

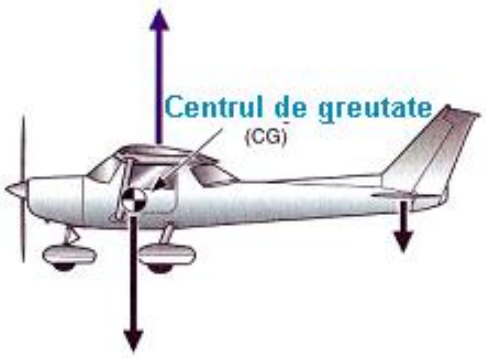


Fig 2.10. Centrul de greutate

Valoarea greutatii este importanta si exista anumite limitari asupra sa, de exemplu, o greutate maxima la decolare (MTOW - Maximum Takeoff Weight) va fi specificata pentru fiecare avion. Limitarile de greutate depind de taria structurala a componentelor care formeaza avionul si cerintele operationale pe care avionul este proiectat sa le indeplineasca.

Punctul de echilibru (centrul de greutate – CG) este foarte important in timpul zborului datorita efectului sau asupra stabilitatii si performantelor avionului. Trebuie sa ramana in limitele definite cu grija in toate etapele zborului.

Locatia CG depinde de greutatea si locatia incarcaturii plasata in avion.

CG se va misca daca distributia incarcaturii se schimba, de exemplu, de catre pasagerii care se muta sau prin transferarea combustibilului dintr-un

rezervor in altul. CG se poate muta pe masura ce greutatea se schimba deoarece combustibilul este consumat sau daca parasutistii sar. Este normal ca greutatea completa sa scada pe masura ce zborul progreseaza.

Ambele aspecte, greutatea si echilibrul, trebuie luate in considerare de pilot inaintea zborului. Daca orice limita este depasita la orice punct in timpul zborului, siguranta va fi compromisa.

O modalitate folositoare de a descrie incarcatura pe care aripile o duc in zborul rectiliniu la orizontala (cand portanta aripii sustine greutatea aviounlui) este *incarcatura aripii*, care reprezinta pur si simplu greutatea sustinuta pe suprafata aripii.

Incarcatura aripii = Greutatea avionului / Suprafata aripii

Exemplul 1:

Un avion are o greutate maxima certificata de 1220 kg si o suprafata a aripii de 20 metri patrati. Care este incarcatutra aripii sale?

Incarcatura aripii = Greutatea avionului / Suprafata aripii=1220 / 20 = 61 kg/m²

Pagină lăsată goală

CAPITOLUL 3.

3. Forta portanta pe un profil aerodinamic

3.1 Distributia presiunii si curentul de aer din jurul unui profil aerodinamic

Un profil aerodinamic este o suprafata proiectata pentru a ajuta ridicarea, controlul si propulsia unui avion folosind curentul de aer. Cateva profile aerodimamice cunoscute sunt aripa, stabilizatorul orizontal, stabilizatorul vertical si palele elicei.

Suprafetele de control precum eleroanele, profundoarele si directiile fac parte din diferite profile aerodinamice. Le puteti misca pentru a modifica forma profilului aerodinamic si fortele generate de curentul de aer asupra ei. Acest aspect va da posibilitatea de a manevra avionul si de a-l controla in timpul zborului.

Forma aripii poate fi de asemenea schimbata prin ridicarea / coborarea flapsurilor pentru a oferi caracteristici de viteza redusa mai bune in cazul decolarii si aterizarii.

Producerea fortei portante de catre un profil aerodinamic este explicata de principiul lui Bernoulli (‘viteza de zbor ridicata da o presiune statica redusa’) – cunoscut si ca ‘’efectul Venturi’’. Daniel Bernoulli (1700 – 1782) a fost un om de stiinta elvetian care a descoperit acest efect.

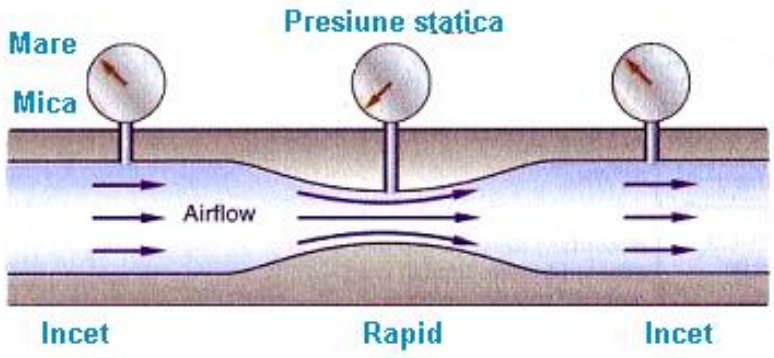


Fig 3.1. Efectul Venturi

La nivelul Licentei de pilot privat (PPL) ne preocupam indeosebi de avioanele care zboara la viteze pina la 200 kt (noduri) . La viteze mai mari, chiar

inainte de a atinge viteza sunetului, are loc o complicatie a compresibilitatii aerului-acest lucru este luat in considerare la nivelul de pilot comercial.

3.2 Curentul de aer din jurul unui avion

Modelul curentului de aer din jurul unui avion care zboara depinde in special de forma avionului si atitudinea sa relativa fata de curentul de aer liber.

Ceea ce conteaza sunt viteza relativa a avionului si a curentului de aer si nu faptul ca avionul este cel care se misca prin aer sau aerul in jurul avionului. Oricare abordare ne da aceleasi raspunsuri.

Cea mai importanta parte a unui avion este suprafata portanta. Curentul de aer peste suprafetele portante principale (aripile) genereaza forta portanta care permite avionului sa zboare. Curentul de aer din jurul unei suprafete portante poate fi asemanat curentului de aer printr-un tub Venturi.

Fig 3.2. Modelul curentului de aer

De asemenea mai sunt implicati si alti factori in afara de viteza aerului care trece in jurul avionului. Marimea avionului, forma aripilor, densitatea si vascozitatea aerului-fiecare din acestea joaca un rol in determinarea caracteristicilor curentului de aer din jurul avionului.

Comportamentul curentului de aer din imediata apropiere a profilului aerodinamic este foarte important, si acest strat de aer se numeste strat limita.

Frecarea intre un profil si aerul de deasupra sa incetineste straturile de aer in apropierea lui. Aerul care se afla efectiv in contact cu profilul poate avea de fapt o viteza relativa nula. Grosimea acestui *strat limita*, in care viteza relativa este redusa, este in general de cativa milimetri.

De la un punct, pe suprafata aripii, curentul de aer din interiorul stratului limita laminar devine turbulent si stratul se ingroasa semnificativ. Acesta este cunoscut ca *punctul de tranzitie*.

3.3 Curgerea curentului

Daca moleculele aflate in succesiune urmeaza acelasi model constant intr-o curgere, atunci acest model poate fi reprezentat printr-o linie de curent. Nu va avea loc nici o curgere de-a curmezisul liniilor de curent ci de-a lungul lor.

Fig 3.3. Curgerea curentului de aer pe profilul aerodinamic

Curgerea laminara este acel spectru in care liniile de curent sunt paralele

La oricare punct fix pe linia de curent, fiecare molecula de aer va avea aceeasi viteza si presiune statica precum moleculele precedente cand au trecut pe la acel punct. Aceste valori ale vitezei si presiunii se pot schimba de la un punct la altul de-a lungul liniei de curent. O reducere in viteza curgerii curentului este indicata de o spatiere mai larga a liniilor de curent, in vreme ce viteza crescuta este indicata de spatierea scazuta a liniilor de curent.

Orice molecule care urmeaza o linie de curent vor avea aceleasi viteze si presiuni ca moleculele precedente.

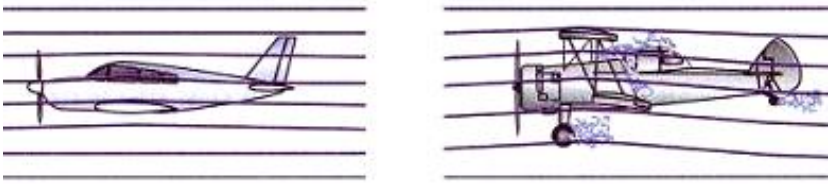


Fig 3.4. Curgerea curentului de aer de-a lungul aeronavei

Curgerea turbulenta

In curgerea turbulenta, moleculele aflate in succesiune nu urmeaza un model de curgere in linie. Moleculele aflate in succesiune se pot deplasa pe o traiectorie destul de diferita de moleculele precedente. Aceasta curgere turbulenta este o trasatura nedorita in majoritatea fazelor de zbor, si de aceea aripile trebuie sa fie in permanenta curate.

Curgerea liniara constanta este de dorit in majoritatea fazelor de zbor, si curgerea turbulenta este mai bine sa fie evitata. Punctul in care stratul limita se separa de zona profilului aerodinamic, determinind curentul de aer sa se separe si sa devina turbulent, este cunoscut ca *punct de separatie*.

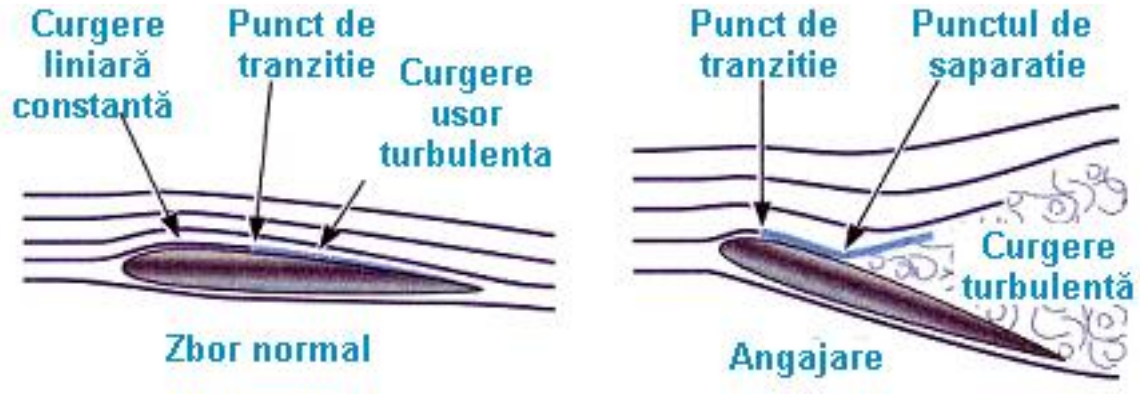


Fig 3.5. Curgerea liniara si curgerea turbulenta a aerului de-a lungul profilului

3.4 Profilul aerodinamic si principiul lui Bernoulli

Un fluid in miscare constanta are da:

a) energie de presiune statica;
b) energie de presiune dinamica (energie cinetica datorata miscarii).

Aerul este un fluid, si daca il presupunem ca fiind incompresibil, se comporta ca un asa-zis fluid “ideal”.

Daniel Bernoulli a aratat ca pentru un fluid ideal, energia totala intr-o curgere liniara constanta ramane constanta.

De aceea:

Energia de presiune(statica)+energia cinetica(dinamica) = energia totala constanta

Energia se poate schimba de la o forma la alta, dar continutul energiei totale va ramane acelasi. Daca energia de presiune scade (presiune statica scazuta) atunci energia cinetica trebuie sa creasca (o mai mare viteza de zbor), adica un efect Venturi.

Presiunea statica la orice punct intr-un fluid actioneaza egal in toate directiile. Presiunea statica a atmosferei este exercitata in toate punctele asupra mainii dumneavostra.

Suma dintre presiunea statica si presiune dinamina este constanta in orice loc al unui tub de curent

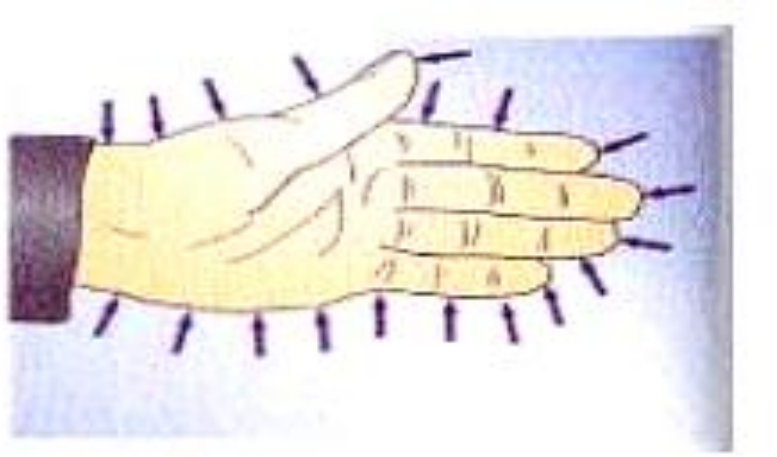


Fig 3.6. Presiunea statica

Energia de miscare se numeste energie cinetica si este exprimata ca:

Energia cinetica = ½ x masa (m) x viteza la patrat (V^2)

Energia cinetica a unei portiuni de aer in miscare relativa fata de un obiect ii permite sa exercite o forta asupra obiectului. Acesta forta, cand este calculata pe unitatea suprafetei, se numeste presiune dinamica si este exprimata ca:

Presiunea dinamica = ½ x ρ x viteza la patrat, sau $1/2\rho V^2$

Presiunea dinamica implica densitatea aerului (ρ) care este masa pe unitatea de volum (mai degraba decat doar masa care este folosita in formula pentru energia cinetica). Presiunea dinamica este o cantitate mai folositoare decat energia cinetica cand discutati aerodinamica.

Daca ridicati mana in vant puternic sau scoateti mana pe fereastra unei masini aflate in miscare, atunci presiunea vantului sau presiunea miscarii este simtita din cauza aerului care va loveste mana si zboara in jurul ei. Aceasta presiune se numeste presiune dinamica, adica, presiune datorata miscarii relative intre mana dumneavostra si aer. Cat de puternica este aceasta presiune dinamica depinde de doua lucruri:

Viteza corpului fata de curentul relativ de aer – cu cat masina merge mai repede sau cu cat vantul sufla mai tare, atunci cu atat este mai mare presiunea dinamica pe care o simtiti pe mana dumneavoastra. Acest lucru se intampla pentru ca mai multe molecule va lovesc mana pe unitatea de timp (secunda).

Fig 3.7.

Densitatea aerului – la aceeasi viteza, cu cat aerul este mai dens, cu atat sunt mai multe molecule pe secunda care va vor lovi si astfel cu atat este mai mare presiunea dinamica.

Fig 3.8.

Din moment ce presiunea dinamica este egala cu ½ρV², acum ne putem scrie ecuatia:

Presiune statica + presiune dinamica = presiune totala constanta

$$P + (1/2 \times \rho \times V^2) = P_T$$

Termenul ½ x ρ x V² este una din cele mai importante din aerodinamica.

Trebuie sa existe presiune dinamica pentru ca un profil aerodinamic sa produca forta portanta. Presiunea dinamica este de asemenea importanta cand luam in considerare alte elemente precum rezistenta la inaintare si viteza de aer indicata.

Stim ca presiunea statica plus presiunea dinamica inseamna presiunea constanta totala. Daca viteza V a curentului de aer creste, creste presiunea dinamica – aceasta inseamna ca presiunea statica trebuie sa scada (principiul lui Bernoulli).

Viteza crescuta inseamna presiune statica scazuta.

Invers, daca viteza (si prin urmare presiunea dinamica) scade, presiunea statica trebuie sa creasca.

Toate partile unui avion contribuie atat la crearea portantei cat si la crearea rezistentei la inaintare , dar aripa (suprafata portanta) este cea care este proiectata special sa ofere forta portanta pentru a sprijini intregul avion.

Un studiu al variatiei presiunii statice si al vitezei in jurul unui profil aerodinamic, folosind principiul lui Bernoulli, este cel mai usor mod non-matematic de a intelege producerea portantei si a rezistentei la inaintare.

O farfurie plata subtire intr-un curent de aer la unghi de atac zero (aliniat curentului de aer) nu genereaza nici o schimbare a curentului de aer si in consecinta nu genereaza nici o reactie (forta). Unghiul de atac este unghiul la care farfuria este prezentata curentului de aer.

Daca unghiul de atac este modificat, farfuria plata genereaza o reactie care tinde atat sa o ridice cat si sa o traga inapoi – acelasi efect pe care il simtiti cu mana afara pe fereastra unei masini. Cantitatea reactiei depinde de viteza si de unghiul de atac intre farfuria plata si curentul de aer relativ.

Fig 3.9. Curgerea in jurul placii plane

Din cauza unghiului de atac, curentul de aer in linie dreapta este deranjat. O usoara ascendenta este creata in fata farfuriei facind ca aerul sa pluteasca , aproape ca si cum ar exista o aspiratie invizibila deasupra farfuriei. Aerul, pe masura ce trece prin zona farfuriei , creste in viteza. Cresterea vitezei genereaza o scadere a presiunii statice (principiul lui Bernoulli).

Presiunea statica deasupra farfuriei este mai scazuta decat presiunea statica de sub farfurie, generand o reactie ascendenta neta. Dupa ce trece de farfurie, se formeaza un curent descendent al jetului de aer.

Reactia totala asupra farfuriei datorata faptului ca acesta derajeaza curentul de aer are doua componente- una la unghiuri drepte fata de curentul de aer relativ cunoscuta ca portanta, si una paralela cu acest curent de aer relativ, si care se opune miscarii relative, cunoscuta ca rezistenta la inaintare.

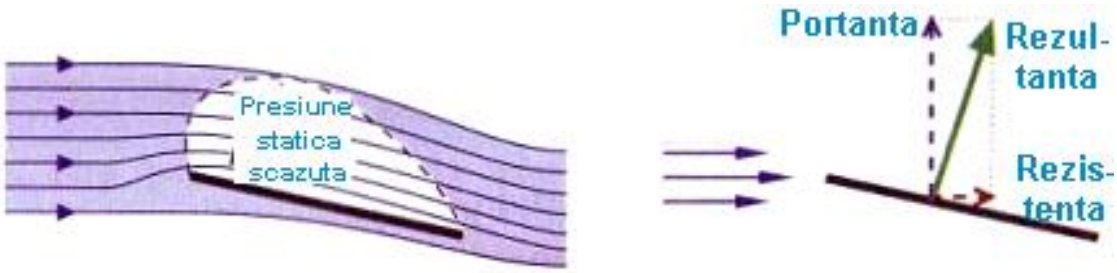


Fig 3.10. Formarea portantei

Formele suprafetelor portante

Majoritatea avioanelor nu au forme de farfurii plate pentru aripi. O farfurie plata nu este o suprafata portanta ideala dintr-un numar de motive – rupe curentul de aer liniar, generind vartejuri (turbulente), cu o mare crestere a rezistentei la inaintare. Este de asemenea dificil de construit o aripa subtire, plata.

Un profil aerodinamic curbat nu numai ca genereaza mai multa portanta si mai putina rezistenta la inaintare in comparatie cu o farfurie plata, este si mai usor de construit in termeni de forta structurala.

Un profil aerodinamic poate avea multe forme cu sectiuni transversale. Proiectantii de avioane aleg forma care are cele mai bune caracteristici aerodinamice pentru scopurile lor. Desi majoritatea profilelor aerodinamice de viteza redusa sunt asemanatoare ca forma, fiecare sectiune (sectiune transversala) este proiectata sa ofere anumite caracteristici aerodinamice specifice.

Discutia noastra se va desfasura numai in termeni generali care pot fi aplicati de obicei majoritatii profilelor aerodinamice.

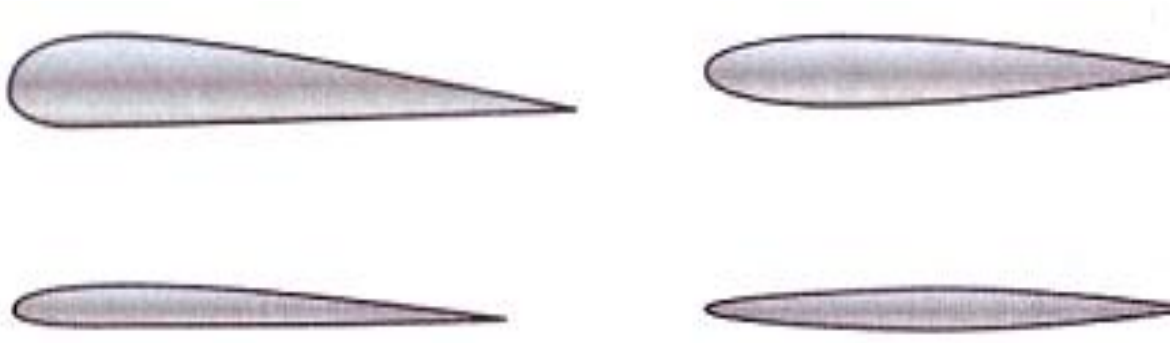


Fig 3.11. Profiluri aerodinamice

Curbura aripii

Curbura aripii reprezinta linia curba a profilului aerodinamic.

Fig 3.12. Curbura aripii

Cresterea curburii pe zona superioara face curentul de aer de deasupra ei sa accelereze mai mult si sa genereze mai multa portanta la acelasi unghi de atac (din moment ce o viteza mai mare inseamna presiune statica mai scazuta).

Fig 3.13.

Aripile cu curbura mai mare ofera o buna portanta, facindu-le adecvate pentru zborul la viteze reduse si transportarea de incarcaturi mari. Pozitia celei mai mari curburi este de obicei la aproximativ 30% din coarda spre inapoi de la bordul de atac al aripii.

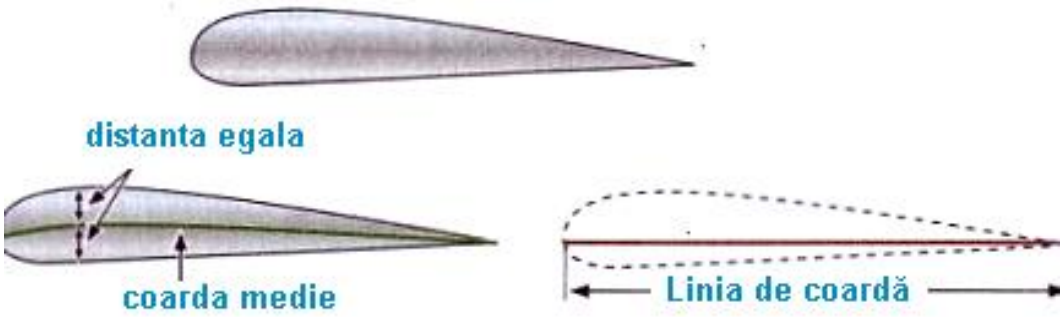


Fig 3.14.

Linia de curbura medie (*coarda medie*) este linia trasata la jumatatea distantei intre zona superioara (*extrados*) si cea inferioara (*intrados*) a unui profil de aripa.

Coarda medie ofera o poza a curburii medii a profilului aerodinamic.

Linia de coarda este linia dreapta care uneste bordul de atac si bordul de fuga al aripii.

Un alt mod de a spune acest lucru este:

Linia de coarda este linia dreapta care uneste capetele liniei de curbura medii. Lungimea acesteia se numeste *coarda*.

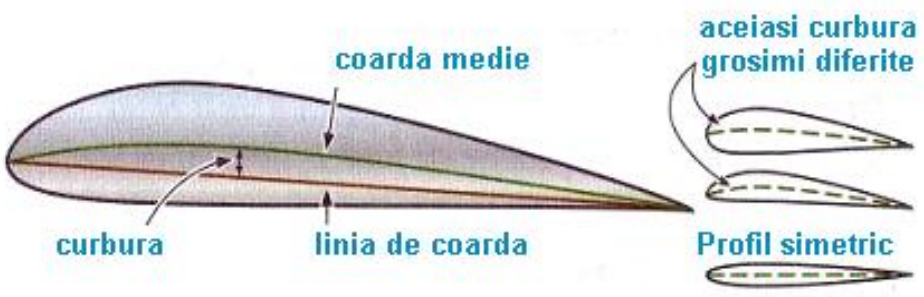


Fig 3.15.

Curbura este distanta dintre coarda medie si coarda.

Forma corzii medii este extrem de importanta in determinarea caracteristicilor sectiunii profilului aerodinamic. Valoarea si pozitia curburii maxime relative la linia de coarda a profilului aerodinamic ajuta la definirea formei corzii medii si sunt de obicei exprimate ca un procentaj din coarda.

Notati ca o aripa foarte curbata poate fi groasa sau subtire si ca un profil aerodinamic simetric are o curbura zero.

Grosimea unui profil aerodinamic este cea mai mare distanta dintre zonele superioare(extradosul) si cele inferioare(intradosul) aripii.

Fig 3.16. Grosimea profilului

O aripa groasa cu un extrados bine curbat este ideala pentru producerea unei forte portante mari la viteze reduse. Avioanele cu decolari si aterizari scurte (STOL), care sunt proiectate pentru decolari si aterizari pe suprafete scurte si pe terenuri de zbor nepregatite, sunt cele mai probail de a avea aripi bine curbate si groase, de exemplu de Havilland Canada Dash 7, Beaver si Twin Otter, Pilatus Porter , seria Maule Rocket si Antonov-2.

De asemenea, asa cum am mentionat mai devreme, o aripa groasa este mai usor de construit decat o aripa subtire pentru ca exista mai mult loc pentru

partile structurale precum traversele (nervurile). O aripa groasa este de asemenea avantajoasa cand vine vorba de instalarea rezervoarelor de combustibil.

Fig 3.17. O aripa tipica de viteza redusa, bine curbata

La unghiuri de atac pozitive mici obisnuite in zborul normal, presiunea statica peste marea parte a varfului profilului aerodinamic (bordul de atac al aripii) este usor redusa prin comparatie cu presiunea statica normala a curentului de aer liber care se afla destul de departe de suprafata portanta. Presiunea statica de pe intradosul profilului aerodinamic este usor mai mare decat aceea de pe extradosul ei.

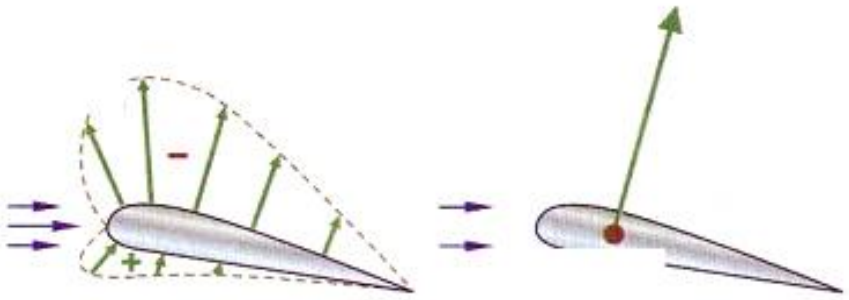


Fig 3.18. Presiunea pe intrados si extrados

Aceasta diferenta de presiune este originea fortei de reactie totala exercitata asupra profilului aerodinamic, cea mai mare contributie venind din zona extradosului. In acelasi mod in care greutatea totala poate fi considerata ca actioneaza printr-un punct numit centru de greutate(CG), reactia totala a fortelor aerodinamice asupra profilului aerodinamic pot fi considerate ca actioneaza prin centrul de presiune(CP).

Este convenabil pentru noi sa consideram acesta reactie totala (TR) din prisma celor doua componente ale sale: portanta (Fz) si rezistenta la inaintare (Fx).

Portanta este rezultanta reactiei totale perpendiculara pe curentul de aer relativ.

Rezistenta la inaintare este rezultanta reactiei totale paralela cu curentul de aer relativ si care se opune tractiunii. Curentul de aer relativ se refera la miscarea relativa intre un corp, si curentul de aer indepartat, adica acel curent de aer suficient de indepartat de corp ca sa nu fie deranjat de acesta.

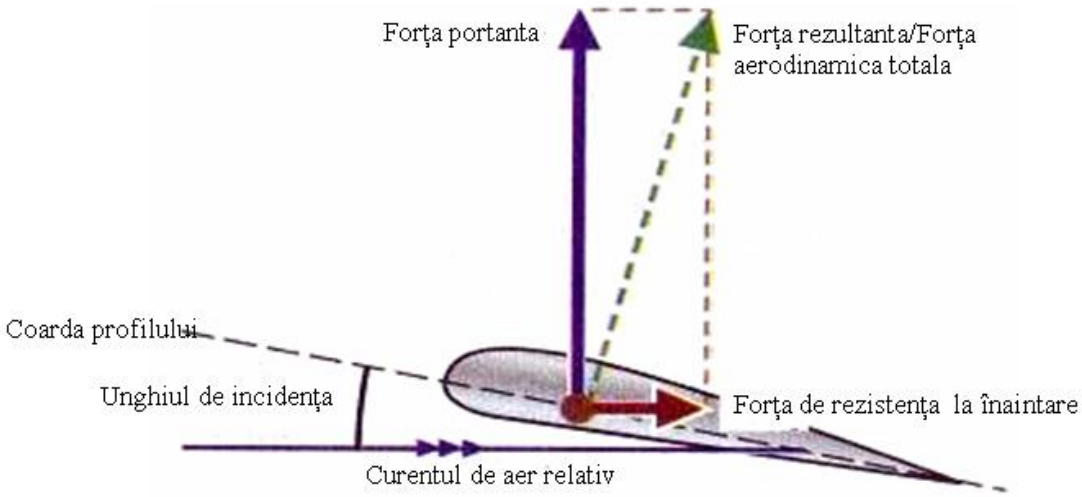


Fig 3.19. Forta de rezistenta la inaintare

Unghiul de atac (α) este unghiul dintre linia de coarda a unei suprafete portante si curentul de aer relativ indepartat.

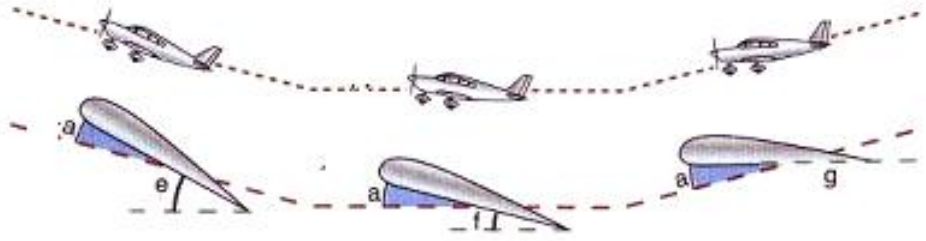


Fig 3.20.

Nu confundati unghiul de panta sau atitudinea avionului (relativ la orizontala) cu unghiul de atac al suprafetei portante (relativ la curentul de aer indepartat).

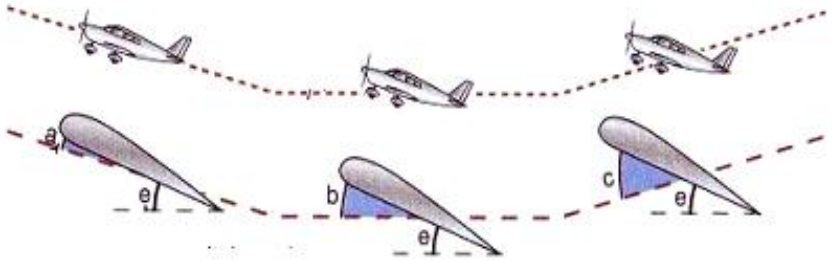


Fig 3.21.

Nu confundati unghiul de atac (relativ la curentul de aer indepartat) cu unghiul de calaj, unghiul la care aripa este fixata de avion si axa longitudinala a acestuia. Unghiul de calaj este fix, dar unghiul de atac se schimba in zbor.

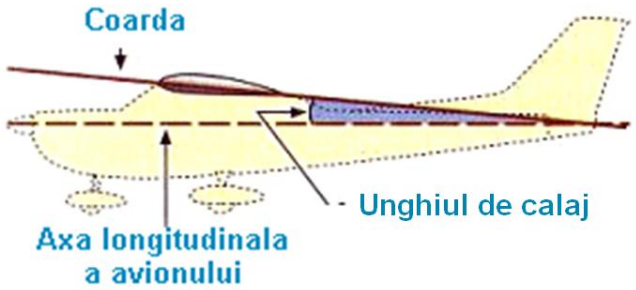


Fig 3.22.

Principiul lui Bernoulli asociaza o scadere a presiunii statice cu o crestere a vitezei, adica o presiune statica in scadere genereaza o crestere a vitezei curentului de aer. Forma profilului aerodinamic si unghiul sau de atac determina distributia vitezei cit si distributia presiunii statica deasupra lui.

Fig 3.23. Distributia vitezei si a presiunii statice a curentului de aer

Ca o modalitate de a ilustra diferite presiuni statice, vom folosi o sageata dinspre suprafata portanta pentru a indica o presiune mai mica decat presiunea statica a curentului de aer liber (o “absorbtie”) si o sageata spre suprafata pentru a indica o presiune statica mai mare decat cea a curentului de aer liber. In alte

parti este posibil sa vedeti " – " pentru a indica o presiune statica mai scazuta si " + " pentru a indica o presiune statica mai ridicata.

La bordul de atac al aripii, curentul de aer stagneaza relativ la aripa – acest punct se numeste punctul de stagnare al bordului de atac. Exista si un punct de stagnare al bordului de fuga.

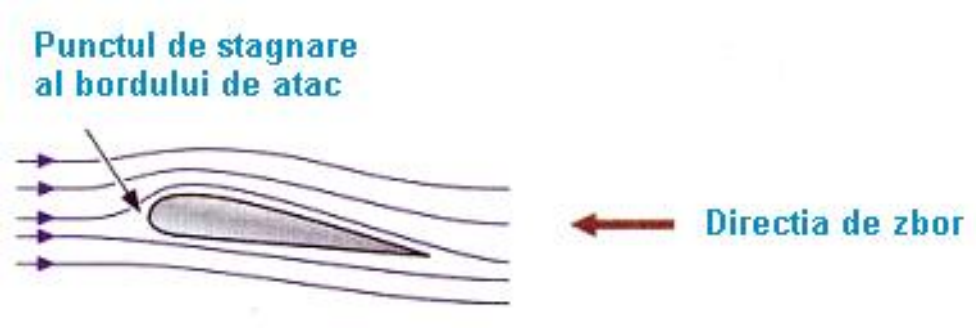


Fig 3.24.

La punctul de stagnare al bordului de atac curentul de aer se imparte pentru a trece peste si pe sub sectiunea portanta. Unghiul de atac pozitiv cauzeaza o viteza crescuta asupra extradosului aripii si de aceea o presiune statica scazuta (Bernoulli). Daca profilul produce o accelerare continua va avea loc o reducere continua a presiunii statice.

La alte puncte pe suparafata portanta curentul de aer trebuie sa incetineasca si acest aspect va fi insotit de o crestere corespunzatoare a presiunii statice (Bernoulli). O suprafata conturata in mod lin va produce o schimbare lina a distributiei presiunii.

Influenta unghiului de atac in distribuirea presiunii

Este interesant de urmarit distributia presiunii in jurul unei anume suprafete portante dat fiind ca unghiul de atac este modificat.

In zborul normal, curentul de aer creste in viteza peste bordul de atac a suprafetei portante – rata de crestere fiind mai mare la unghiuri de atac mai mari. Pe masura ce viteza creste, presiunea statica descreste (Bernoulli) si la punctul cu cea mai mare viteza, presiunea statica este cea mai redusa. Curentul de aer de sub suprafata portanta creste mai incet decat cel de deasupra si de aceea presiunea statica descreste mult mai incet. Se poate uneori sa scada la o valoare mai mica decat presiunea statica a curentului de aer liber, in functie de unghiul de atac.

La unghiuri de atac mai mici exista reduceri ale presiunii statice deasupra ambelor suprafete,atit pe extradosul cit si pe intradosul aripii, forta portanta fiind generata de diferenta de presiune. Presiunea statica este redusa la o valoare mai scazuta pe extrados comparativ cu presiunea statica pe intrados la unghiuri de atac mici.

La un unghi de atac negativ mic, aproximativ – 4° pentru aceasta suprafata portanta, reducerile de presiune sunt aproximativ egale si de aceea nu rezulta nici o forta portanta.

La unghiuri de atac mari portanta se datoreaza presiunii scazute pe zona de extrados si presiunii usor crescute pe zona de intrados a aripii.

Depasind unghiul de atac corespunzator vitezei limita, curgerea liniara pe extradosul aripii este redusa, cu o slabire in consecinta a zonei de presiune scazuta datorita formarii de turbioane. (Principiul lui Bernoulli se aplica numai curentului liniar). Portanta scazuta care mai ramane este datorata indeosebi cresterii in presiune pe intradosul aripii.

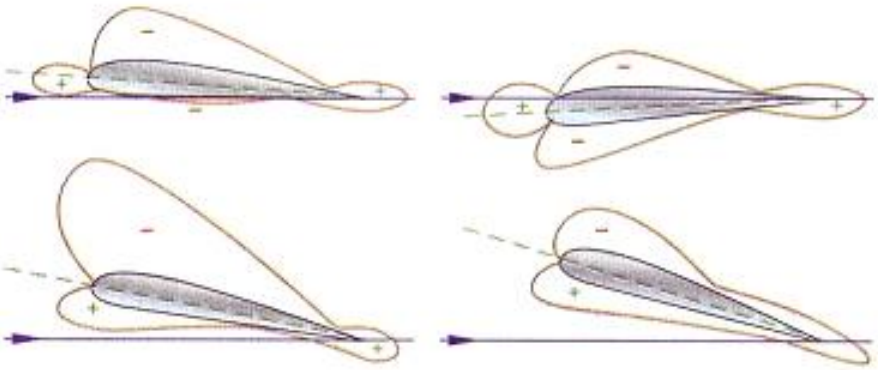


Fig 3.25. Distributia presiunii in functie de unghiul de atac

Centrul de presiune

Este mai usor de aratat efectul general al acestor schimbari de presiune statica folosind o singura forta aerodinamica , rezultanta actionind intr-un singur punct pe linia de coarda – centrul de presiune (CP).

Pe masura ce unghiul de atac este crescut in zbor normal au loc doua lucruri importante:

a) capacitatea de portanta a aripii (coeficient de portanta-Cz) creste, permitind aripii sa produca aceeasi portanta (necesara pentru a echilibra greutatea) la o viteza de aer scazuta. Centrul de presiune se muta in fata.

b) La viteze de zbor normale (aproximativ 4° unghi de atac), centrul de presiune se afla inapoi de centrul aripii. Pe masura ce unghiul de atac creste si viteza aerului scade, centrul de presiune se muta in fata. Cel mai in fata se muta la aproximativ 1/5 din coarda (20%) fata de bordul de atac.

Peste unghiul de atac critic (aproximativ 16° unghi de atac), curentul liniar deasupra extradosului aripii se rupe, si presiunile statice scazute pe zona de

extrados nu se mai formeaza. Rezultanta (indeosebi componenta de portanta) este redusa si centrul de presiune se muta inapoi de-a lungul corzii.

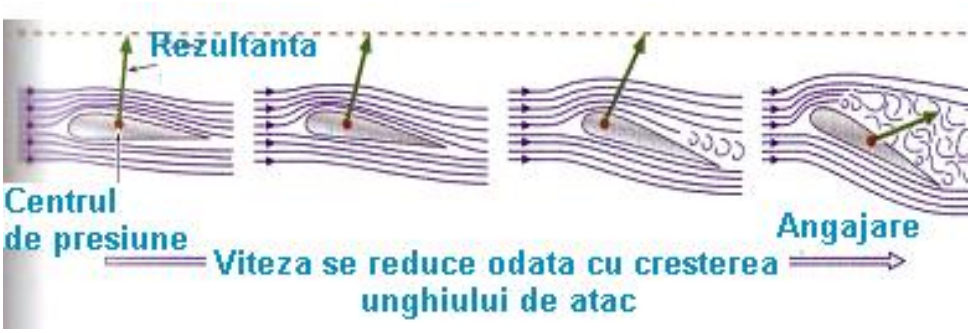


Fig 3.26. Variatia vitezei cu modificarea unghiului de atac

3.5 Portanta pe o aripa standard

Forta portanta este perpendiculara pe curentul de aer relativ. Rezultanta (cunoscuta si ca forta aerodinamica totala) este impartita in doua componente: forta de rezistenta la inaintare, care se opune tractiunii si actioneaza paralel curentului de aer relativ; si forta portanta, care este perpendiculara pe curentul de aer relativ si traiectoria de zbor a avionului.

Experimental, se poate spune ca rezultanta, si prin urmare portanta, depind de:

a) Forma aripii;
b) Unghiul de atac;
c) Densitatea aerului (ρ);
d) Viteza curentului de aer liber (V^2);
e) Suprafata aripii (S)

Portanta (si rezistenta la inaintare) produsa de o aripa urmeaza legi naturale. Putem simplifica intelegerea acestui efect natural descriindu-l intr-o formula relativ simpla (una din putinele pe care trebuie sa le retineti).

Viteza curentului de aer si densitatea aerului (ρ) se combina in expresia pentru presiunea dinamica ½ x ρ x V^2.

Punind toate acestea laolalta cu suprafata aripii (S), obtinem:

$$\text{Portanta} = (\text{un factor}) \times \tfrac{1}{2} \rho V^2 \times S$$

Folosim “un factor” pentru a ne referi la celelalte variabile, indeosebi forma aripii si unghiul de atac (de exemplu, profilul pe care aripa il prezinta curentului de aer). Acestui factor ii este dat numele mai tehnic de coeficient de portanta(Cz) care este de fapt “capacitatea de ridicare” a aripii la un anumit unghi de atac.

Prin urmare: Portanta(L) = $C_{portanta}$ x 1/2 x ρ x V ²x S
Portanta(L) = C_z ½ ρV^2S

Din moment ce forma aripii este fixata de proiectant, orice schimbari a C_z trebuie sa se datoreze schimbarilor unghiului de atac. Daca Cz (coeficientul portantei) este mare la un anume unghi de atac, atunci aceeasi forta portanta pentru a contracara greutatea poate fi generata la o viteza mai mica. Inter-relatia dintre unghiul de atac,implicit coeficientul de portanta si viteza este importanta pentru pilot.

Folosind formula: L= C_z x ½ x ρ x V² x S si masurind Fz, V, ρ si S, putem calcula C_z si dezvolta graficul curbei lui Cz functie de unghiul de atac, cunoscut ca si curba portantei.

Pentru o aripa data, unghiul de atac este factorul de control cel mai important in distribuirea presiunii statice in jurul aripii. Acesta detemina valoarea fortei portante care este generata. Valoarea efectiva a lui C_z va diferi asadar in functie de unghiul de atac.

Fiecare forma a suprafetei portante isi are propria curba a portantei care isi relationeaza C_z cu unghiul de atac. Vom considera o aripa cu o coarda medie ca aceea care apartine unui avion tipic de antrenament cum ar fi un Piper PA28.

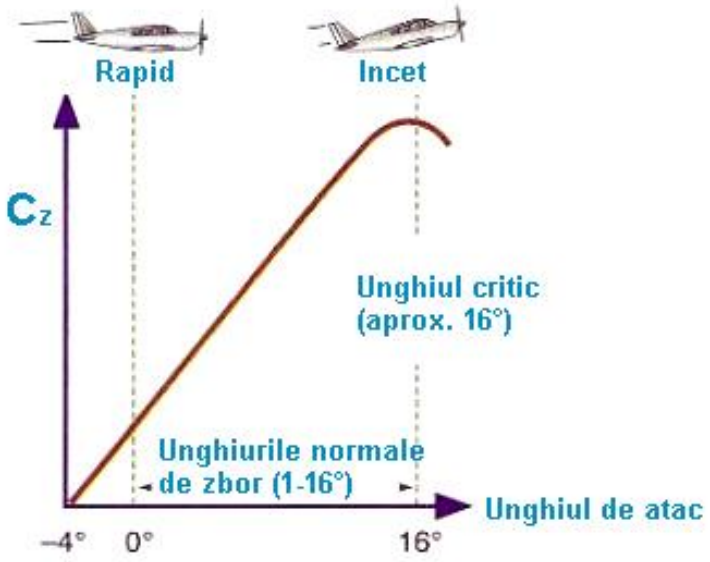


Fig 2.37. Curba portantei

La zero grade unghi de atac, suprafata portanta creeaza aceeasi forta portanta si are un C_z pozitiv.

La aproximativ – 4 grade unghi de atac portanta este zero si C_z = 0. Avionul este rar pilotat la unghiul de atac cu portanta zero, care are loc intr-o urcare verticala sau picaj vertical.

Pe masura ce unghiul de atac creste, C_z creste proportional pana pe la 12 sau 13° unghi de atac.

La unghiuri de atac mai ridicate curba portantei incepe sa coboare, pana la unghiul de atac corespunzator vitezei limita (aproximativ 16° in acest caz) are loc o scadere semnificativa a C_z si a capacitatii aripii de a produce portanta.

Aceasta are loc atunci cand curentul de aer este incapabil sa ramana liniar peste zona de extrados a aripii, se separa si se imparte in turbioane (ruperea fileurilor de aer). Aceasta reprezinta viteza limita a suprafetei portante. Notati ca C_z maxim (coeficientul maxim de portanta al aripii) are loc exact inaintea vitezei limita.

Forta portanta actioneaza prin centrul de presiune. La 4° unghi de atac locatia centrului de presiune este de aproximativ 40% din coarda fata de bordul de atac, si se muta mai departe in fata la aproximativ 20% pe masura ce unghiul de atac este marit prin zona de zbor normal (de la aproximativ 4°pana la 16° aproape de unghiul critic corespunzator vitezei limita).

La unghiul de atac critic centrul de presiune se afla la cel mai indepartat punct catre in fata.

Dincolo de unghiul de atac critic CP se deplaseaza catre inapoi.

Pe masura ce valoarea fortei portante si locatia centrului de presiune se schimba, va avea loc un moment diferit de rotire in planul de coborire al avionului. Efectul (momentul) de rotatie generat de forta portanta depinde atat de magnitudinea (marimea) sa cat si de distanta dintre centrul de presiune si centrul de gravitatie. Puteti echilibra acest moment de rotire, si sa preveniti ca avionul sa ridice sau sa coboare botul, modificind cantitatea de forta aerodinamica generata de coada avionului. Puteti face acest lucru prin miscarea inainte si inapoi a mansei, care controleaza profundorul.

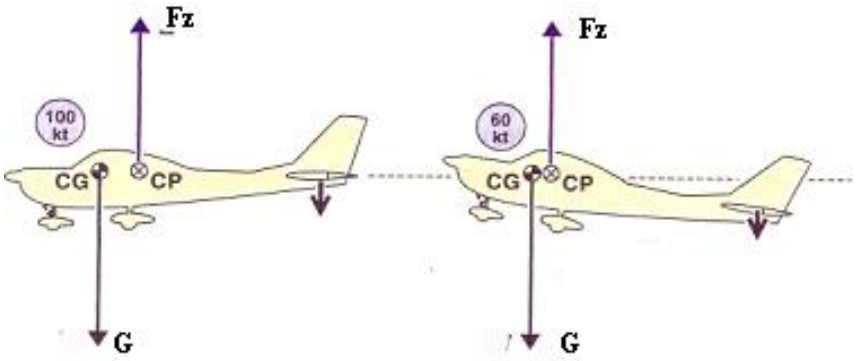


Fig 2.38.

Portanta pe un profil simetric

Suprafete portante simetrice tipice sunt directia si unele stabilizatoare orizontale. Coarda medie a unei suprafete portante simetrice este o linie dreapta datorita curburii identice pe extradosul si intradosul aripii. De aceea linia de coarda si linia de curbura medie sunt identice.

Graficul portantei pentru o suprafata portanta simetrica va avea ca rezultat un $C_{Portanta} = 0$ (si portanta zero) la un unghi de atac de 0 grade.

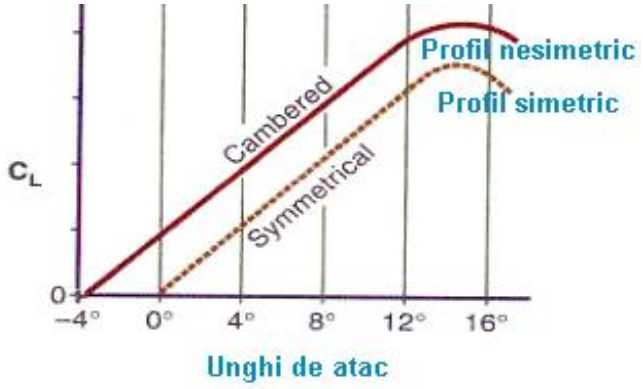


Fig 2.39. Portanta pe profilul nesimetric si pe profilul simetric

Aripa intr-un curent de aer laminar

O aripa cu o curbura joasa permite aerului sa retina curentul laminar deasupra unei mai mari zone a suprafetei. Locatia grosimii maxime este de obicei de 50% spre inapoi.

O aripa intr-un curent laminar produce aceeasi portanta in gama vitezei de croaziera cu o rezistenta la inaintare mai mica, prin comparatie cu o aripa mai groasa. Aripile de curent laminar se gasesc la unele avioane de mare viteza cum ar fi Mustang WW II de lupta , la unele avioane de antrenament precum seriile Piper Cherokee/ Warrior si la avioane de inalta acrobatie de tip Extra 300.

Exista unele dezavantaje ale unei aripi de curent laminar. Comportamentul in apropierea zonei de viteza limita nu este la fel de bun ca al unei suprafete portante normale. Valoarea mai scazuta a lui C_{Lmax} inseamna ca viteza limita are valori mai mari.

Pentru a produce portanta necesara (pentru a echilibra greutatea) unghiul de atac critic (aproximativ 15 – 16°) este atins la o viteza a aerului indicata mai mare decat la o aripa bine curbata. C_{Lmax} pentru suprafata portanta are loc langa unghiul critic, dar reprezinta o valoare mai scazuta decat C_{Lmax} pentru o suprafata portanta bine curbata.

Pagina lasată goală

CAPITOLUL 4.

4. Forta de rezistenta la inaintare

4.1 Introducere

In timpul zborului, fiecare parte a avionului expusa unui curent de aer va produce o forta aerodinamica – unele care ajuta zborul, precum portanta, altele opunindu-se zborului, precum rezistenta la inaintare.

Forta de rezistenta la inaintare(Fx) este termenul aeronautic care defineste rezistenta aerului ce se manifesta asupra unui avion in timp ce se misca relativ prin aer, adica se opune miscarii si actioneaza paralel si in aceeasi directie cu, curentul de aer relativ.

Rezistenta la inaintare este inamicul zborului la viteze ridicate. Alinierea formelor,gradul de finisare constructiva, lustruirea suprafetelor si multe trasaturi de proiectare, toate tind sa reduca forta de frinare.

Principalul scop al grupului motopropulsor este de a invinge rezistenta la inaintare. Cu cat rezistenta la inaintare este mai scazuta, cu atat este nevoie de mai putina tractiune pentru a o echilibra. Avantajele unei cerinte de tractiune mai redusa sunt evidente: motoare mai mici (si probabil mai putine ca numar), consumuri de combustibil mai scazute, mai putina solicitare a motorului si pe structurile asociate, si costuri de operare mai scazute.

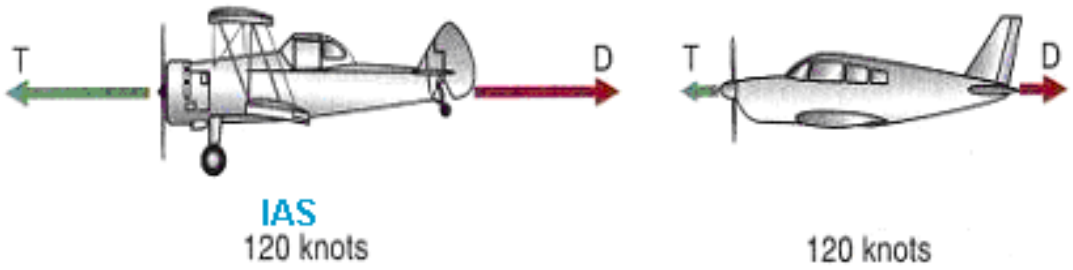


Fig 4.1.Tractiunea (T) si rezistenta la inaintare (D)

4.2 Forta totala de rezistenta la inaintare

Rezistenta la inaintare totala este suma tuturor fortelor aerodinamice care actioneaza paralel cu, si opus, directiei de zbor. Forta de rezistenta la inaintare totala este rezistenta totala la miscarea avionului prin aer. Notati ca “opus directiei de zbor” este echivalent cu “in aceeasi directie cu a curentului de aer relativ”

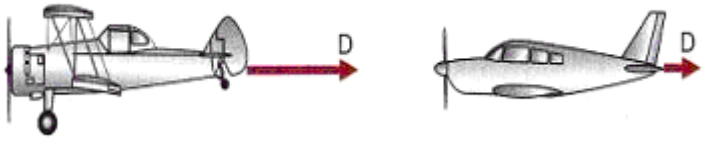


Fig 4.2. Forta de rezistenta la inaintare

Forta de rezistenta la inaintare totala este suma totala a diferitelor forte de franare care actioneaza asupra avionului. Un mod convenabil de a studia aceste franari diferite este de a le separa in doua grupuri de baza:

Acele forte de franare asociate cu producerea de forta portanta, cunoscute ca *rezistenta la inaintare indusa* (efect tip Vortex-turbioane care se formeaza la bordul de fuga al aripii si indeosebi la varfurile aripii).

Acele forte de franare care nu sunt direct asociate cu cresterea portantei– cunoscute ca *rezistenta la inaintare parazita*, care include rezistenta de forma, rezistenta de frecare si rezistenta de interferenta(influenta unei componente aerodinamice asupra altei componente). Rezistenta de forma si rezistenta de frecare sunt uneori clasificate impreuna sub denumirea de rezistenta de profil.

Rezistenta la inaintare parazita

Rezistenta la inaintare parazita cuprinde rezistenta de frecare, rezistenta de forma si rezistenta de interferenta.

Rezistenta de frecare.

Fortele de frecare intre un obiect si aerul prin care acesta se misca produc rezistenta de frecare a suprafetei.Valoarea rezistentei de frecare a suprafetei depinde de:

Marimea suprafatei avionului. Intreaga suprafata a avionului genereaza o rezistenta de frecare pe masura ce se deplaseaza prin aer.

Daca stratul de curent de aer de separatie de langa suprafata este laminar sau turbulent. Un strat de separatie turbulent se amesteca mai mult cu aerul din jurul lui, generind o rezistenta la inaintare mai mare.

Rugozitatea suprafetei (inclusiv givrajul) va creste rezistenta de frecare a suprafetei. Tranzitia de la un strat de separatie laminar la unul turbulent poate avea loc chiar imediat la punctul de rugozitate.Gradul de finisare constructiva si lustruirea ajuta la netezitrea suprafetei si la reducerea rezistentei de frecare a suprafetei.

Viteza avionului. O crestere a vitezei avionului creste rezistenta de frecare a suprafetei acestuia.

Grosimea suprafetei portante. O crestere de grosimea a suprafetei portante mareste rezistenta de frecare a suprafetei aripii.

Unghiul de atac. O crestere a unghiului de atac mareste rezistenta de frecare a suprafetei.

Rezistenta de forma.

Cand curentul de aer se separa efectiv de suprafata,se formeaza turbioane (virtejuri) si curentul laminar este deranjat. Siajul turbulent astfel format creste rezistenta la inaintare. Aceasta este rezistenta de forma.

Probabil cel mai usor mod de a distinge rezistenta de forma de rezistenta de frecare a suprafetei este de a considera o farfurie plata in doua atitudini diferite relativ la curentul de aer. La unghi de atac zero rezistenta la inaintare este numai rezistenta de frecare pe suprafata ei. Cand farfuria plata este perpendiculara pe curentul de aer, rezistenta la inaintare este in intregime rezistenta de forma.

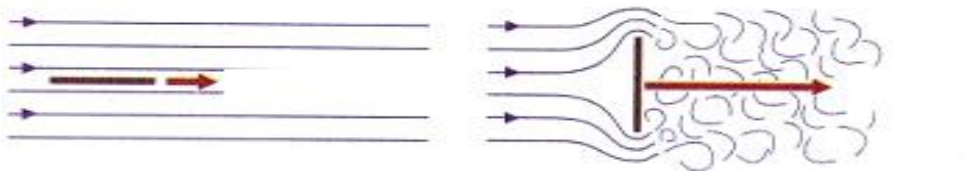


Fig 4.3. Rezistenta de forma

In siajul din spatele corpului (care poate fi o suprafata portanta sau chiar un intreg avion) se formeaza turbioane, marimea siajului fiind un indicator al valorii rezistentei de forma. Aceasta rezistenta de forma poate fi o mare parte din rezistenta la inaintare totala si o proiectare buna ar trebui sa o reduca pe cit posibil.

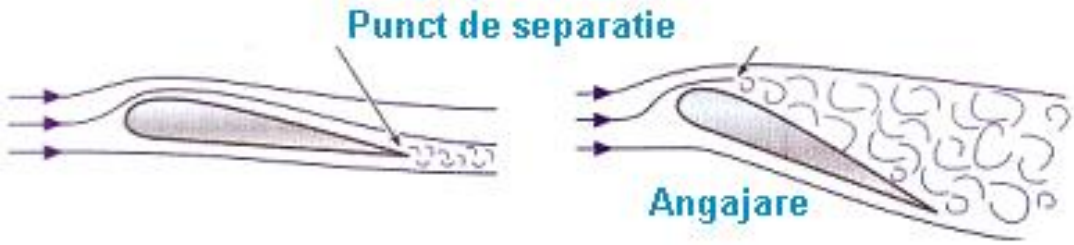


Fig 4.4. Producerea angajarii

Un caz spectaculos de separare a curentului de aer se produce cand un profil se afla la un unghi de atac foarte mare. In aceast caz se creeaza un gradient de presiune pe extradosul profilului prea mare pentru a permite stratului limita sa adere la suprafata profilului si separarea se poate produce destul de inaintat spre bordul de atac.

Presiunea statica scazuta (“absorbtia”) necesara pe extradosul suprafatei pentru producerea portantei este pierduta si apare viteza limita. Pentru a micsora rezistenta de forma trebuie sa intarziem separarea stratului de separatie de suprafata.

Laminaritatea formelor reduce rezistenta de forma scazind curbura suprafetelor, intarziind aparitia stratului de separatie si astfel reducind vartejurile.

Proiectantul poate alege un profil aerodinamic cu un “coeficient de finete” diferit (grosime/ coarda) pentru a dobandi o laminaritate mai buna. Laminaritatea altor parti ale celulei poate fi obtinuta prin adaugarea carenajelor.

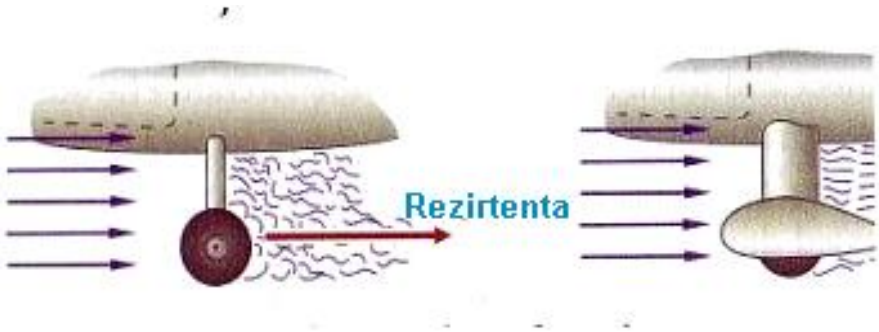


Fig 4.5. Reducerea rezistentei de forma prin aplicarea carenajului

Laminaritatea formelor poarte fi ineficienta daca se permite formarea de gheata pe ele.

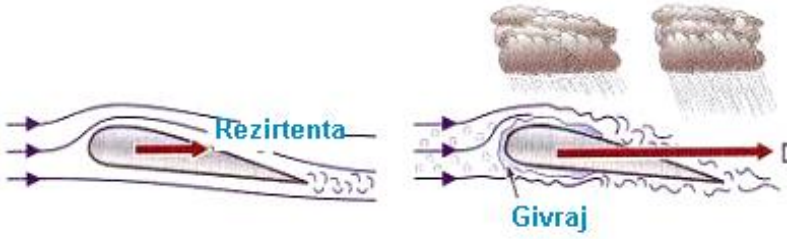


Fig 4.6. Marirea rezistentei de forma prin givraj

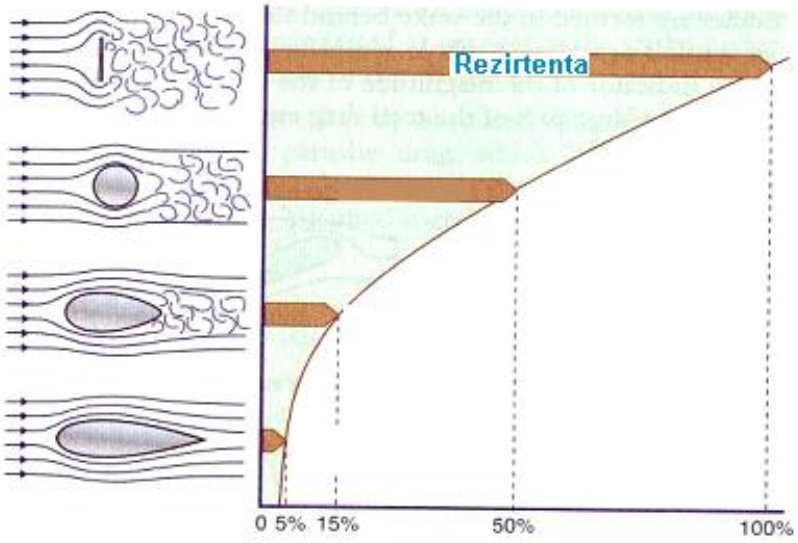


Fig 4.7. Rezistenta pentru diferite forme

Rezistenta datorata interferentelor.

Daca consideram avionul ca un intreg, rezistenta totala este mai mare decat doar suma rezistentei la inaintare de pe partile individuale ale avionului.
Aceasta se datoreaza “interferentelor”curentului de aer la imbinarea diferitelor suprafete, cum ar fi imbinarea aripa/ fuselaj, imbinarea ampenajului vertical si orizontal/ fuselaj si imbinarea aripa/ capotele motorului.

Aceast curent de aer cu interferente creeaza o rezistenta in plus, pe care o numim rezistenta datorata interferentelor. Deoarece nu este direct asociata cu producerea portantei, este o rezistenta parazita. Curentul de aer de la diferitele suprafete ale avionului se intalnesc si formeaza un siaj in spatele avionului. Turbulenta aditionala care are loc in siaj cauzeaza o diferenta de presiune mai mare intre suprafetele din fata si cele din spate ale avionului marind rezistenta la inaintare.
Folosirea garniturilor, carenajelor si finisarea adecvata a formelor pot ajuta la reducerea acestei rezistente de interferenta. Un carenaj este parte a suprafetei

externe a unui avion adaugat pentru a imbunatati curgerea laminara, reducind astfel vartejurile si scazind rezistenta la inaintare.

Rezistenta parazita si viteza aerului

La o viteza de aer zero nu exista nici un fel de miscare relativa intre avion si aer, prin urmare nu exista nici o rezistenta parazita. Atunci cind viteza aerului creste frecarea cu suprafetele externe, rezistenta de forma si rezistenta de interferenta (care impreuna formeaza rezistenta parazita) cresc toate.

Viteza aerului are un efect puternic asupra rezistentei parazite. Dublarea vitezei aerului mareste de patru ori rezistenta parazita (2 – la patrat, adica 2x2=4). Triplarea vitezei aerului mareste de 9 ori rezistenta parazita. Matematic numim aceasta o ridicare la patrat, rezistenta parazita variind ca V- la patrat.

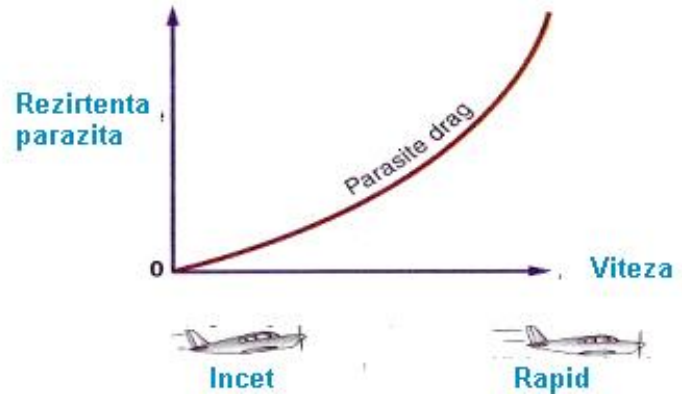


Fig 4.8. Rezistenta parazita

Rezistenta parazita este cea mai mare la viteze ridicate si este practic nesemnificativa la viteze scazute. Un avion care zboara la o viteza imediat deasupra vitezei limita poate avea doar 25% din rezistenta totala datorita rezistentei parazite.

La o viteza mare rezistenta totala se poate datora aproape in intregime rezistentei parazite (practic fara rezistenta indusa). Existenta rezistentei parazite la viteze ridicate de zbor arata necesitatea unei “curatenii aerodinamice” pentru a obtine performante de viteza mare.

Interesant, cam jumatate din rezistenta parazita asupra unor avioane se datoreaza aripilor. Orice reducere a frecarilor cu suprafetele externe, rezistenta de forma si rezistenta de interferenta de la aripi poate avea un efect semnificativ in reducerea rezistentei parazite totale.

4.3 Rezistenta indusa

Rezistenta indusa este un produs colateral al producerii portantei si este strans legata de unghiul de atac.

Pentru a produce portanta pozitiva, presiunea statica de pe extradosului aripii va fi mai mica decat aceea de pe intradosul aripii.Pe masura ce curentul de aer se deplaseaza catre in spate,o parte din acesta se va roti in jurul varfului aripii de la zona de presiune ridicata de sub aripa la zona de presiune statica scazuta de deasupra aripii. Aceasta genereaza o componenta a curgerii aerului in exterior dinspre fuselaj pe parte superioara a aripii.

La bordul de fuga al aripii unde aceste curgeri ale curentului de aer pe extrados si intrados se intalnesc – ambele miscindu-se spre inapoi dar cu componente opuse (sau laterale) –se formeaza o zona de vartejuri. La varfurile aripilor, unde curgerea este cea mai mare, de departe se formeaza cele mai puternice vartejuri. Acestea sunt cunoscute ca vartejurile de la varfurile aripilor (fenomenul de vortex).

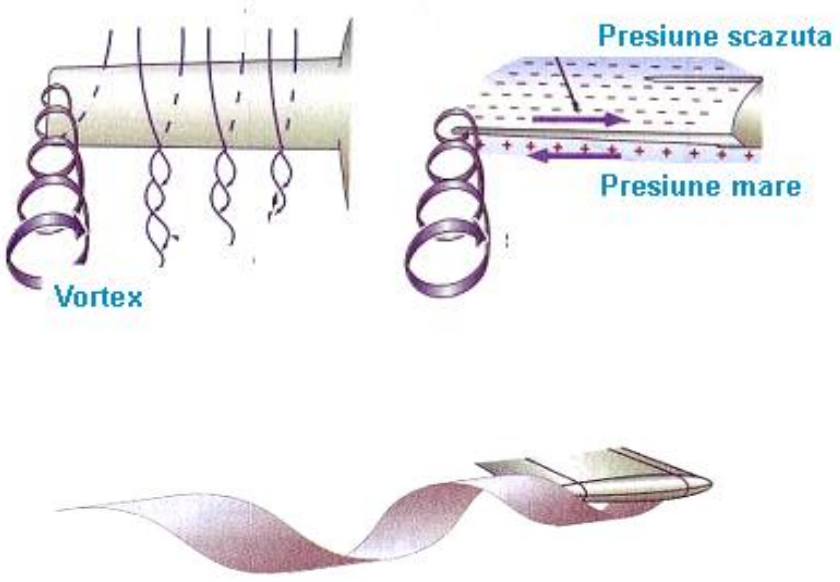


Fig 4.9. Fenomenul de vortex

Cand aripile produc o valoare ridicata a coeficientului de portanta (necesar in diverse evolutii unui avion, sau la viteza redusa si unghiuri de atac ridicate, asa cum se intampla in faza de apropiere de sol), diferenta de presiune dintre intradosul si extradosul aripii este mult crescuta. In aceste situatii rezulta vartejuri foarte puternice la varfurile aripii.

Uneori, in aerul umed, scaderea presiunii in mijlocul acestor vartejuri va cauza condensul umezelii asa ca vartejurile mai mici, care se rasucessc vor fi vizibile ca vapori – indeosebi in cazul avioanelor mari de pasageri la apropierea de sol si aterizare in conditii de umezeala.

Un efect similar poate fi vazut ocazional langa varfurile ascutite de la bordul de fuga ale flapsurilor. (Aceste vartejuri de la varfurile aripii reprezinta un fenomen diferit fata de urmele de vapori de mare altitudine cauzate de condensarea gazelor evacuate de motoarelor cu reactie, asa ca nu le confundati.)

Cauzele care genereaza rezistenta indusa

Aceasta explicatie este putin peste cerintele cursului PPL dar va va ajuta la intelegerea acestui fenomen important.

Curentul de aer de sub aripi se roteste in jurul varfurilor aripilor si formeaza un vartej mare care se rasuceste la fiecare varf de aripa. Curentul ascendent in vartej se afla in afara anvergurii aripii, dar curentul descendent se afla in spatele bordului de fuga al aripii, in interiorul anvergurii aripii. Efectul net este un curent descendent in spatele aripii. Exista o curgere descendenta generala a aerului in spatele bordului de fuga in interioriul anvergurii aripii.

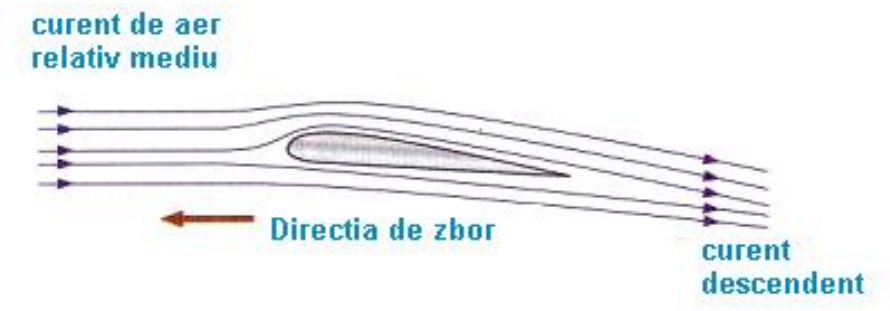


Fig 4.10.

A treia lege de miscare a lui Newton (pentru fiecare actiune exista o reactie egala si opusa) spune ca, pentru ca actiunea curentului de aer asupra unei aripi sa genereze o forta portanta ascendenta, va exista o reactie egala si opusa a aripii asupra curentului de aer – (descendenta in acest caz).

Aceasta deviere a curentului de aer in sens descendent face ca aripa sa suporte un curent de aer local (un curent de aer relativ mediu), a carui directie este media dintre linia curentului de aer indepartat din fata aripii si directia curentului descendent din imediata apropiere a bordului de fuga al aripii. Din moment ce acest curent de aer local sau relativ mediu suportat de aripa este descendent, forta portanta produsa de aripa (perpendiculara pe curentul de aer local relativ) este deplasata inapoi cu aceeasi cantitate.

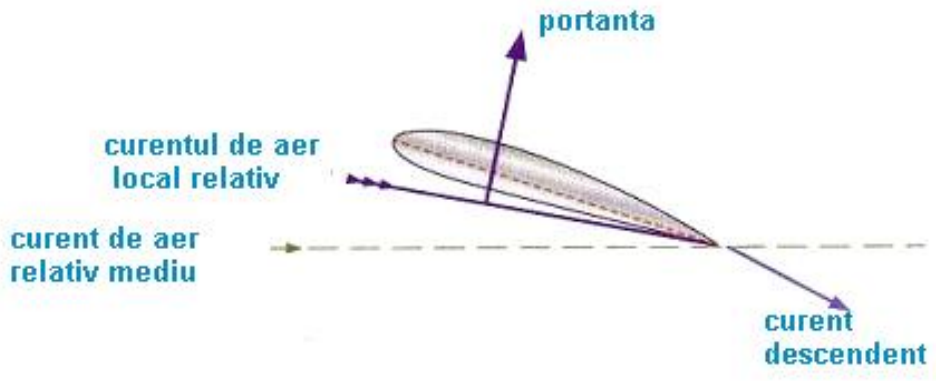


Fig 4.11.

Cand luam in considerare efectul general al portantei si rezistentei la inaintare asupra unui avion, trebuie sa raportam aceste efecte fata de directia de zbor, mai exact la curentul de aer liber indepartat aflat la distanta fata de influenta curentilor de aer locali din jurul diverselor parti ale avionului.

In concluzie:

Portanta unei aripi este perpendiculara pe curentul de aer relativ indepartat;

Rezistenta la inaintare a unei aripi (sau a oricarei parti a avionului) este paralela cu curentul de aer relativ indepartat.

De aceea, forta portanta produsa de o aripa perpendiculara curentului de aer local va avea o componenta paralela curentului de aer relativ indepartat. Aceasta componenta a fortei portante care se afla in directia rezistentei la inaintare este consecinta nedorita, dar inevitabila, a producerii portantei. Este cunoscuta ca *rezistenta indusa*.

Nota:

Rezistenta indusa este diferita de rezistenta parazita (care rezulta din frecarea cu suprafetele exterioare, rezistenta de forma si rezistenta de interferenta). Rezistenta indusa este datorata cresterii portantei. O aripa va avea atat rezistenta indusa cat si rezistenta parazita.

4.4 Reducerea rezistentei induse

Aripi cu alungire ridicata

Ludwig Prandtl (1875- 1953), un pionier in studiul aerodinamicii, a descoperit ca rezistenta indusa ar putea fi redusa printr-o aripa lunga si ingusta (o aripa cu o alungire ridicata).

Prin comparatie cu o aripa scurta si groasa (alungire scazuta) a aceleiasi suprafete, o aripa lunga, ingusta cu o alungire ridicata (si de aceea cu varfuri ale aripii mai mici) are vartejuri mai slabe la varfurile aripii, un curent descendent indus mai mic si de aceea o rezistenta indusa mai scazuta. Din pacate, o aripa cu o alungire ridicata (lunga si ingusta) este mai dificil de construit din punct de vedere structural, si genereaza si putin mai multa rezistenta parazita.

Fig 4.12.

Un alt mod de a exprima proportia dimensiunilor este:

Alungirea aripii = Anvergura aripii / Coarda aripii
=Anvergura aripii X Coarda aripii / Coarda aripii²
=Suprafata aripii / Coarda aripii²

Aripile trapezoidale

O aripa trapezoidala are vartejuri mai slabe la varfurile aripii (pentru ca varful aripii este mai mic) si de aceea rezistenta indusa este mai scazuta.

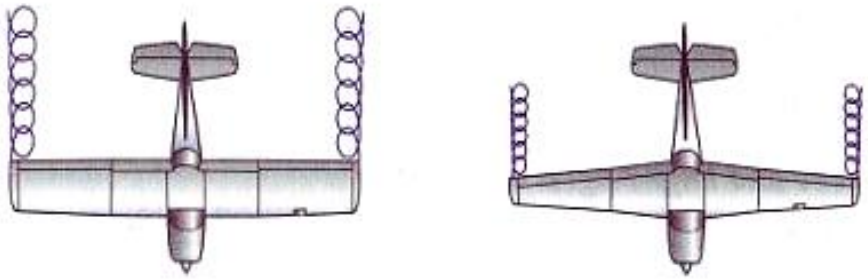


Fig 4.13.

Torsiunea aripii

Cu cat unghiul de atac este mai mare, cu atat sunt mai mari diferentele de presiune dintre zona superioara si zona inferioara a aripii. Daca aripa este construita cu o rasucire interioara (torsiune), unghiul de atac la varfurile aripii

este mai mic decat unghiul de atac la incastrarea aripii langa fuselaj. De aceea cea mai mare parte din forta portanta este generata pe partea interioara a aripii, in vreme ce nu la fel de multa portanta va fi generata langa varfurile aripii.

Diferentele de presiune mai mici dintre zona superioara si cea inferioara de langa varful aripii nu numai ca duc la o portanta redusa acolo, dar si la mai putina scurgere a curentului de aer in jurul varfului aripii, o formare redusa de vartejuri la varfurile aripii si o rezistenta indusa mai scazuta.

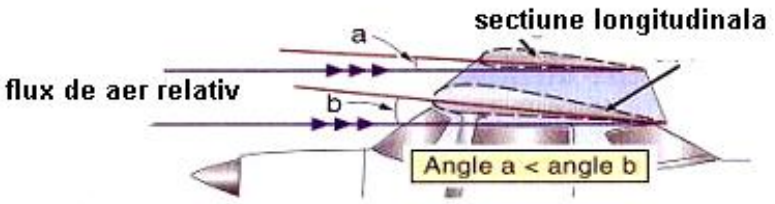


Fig 4.14.

Modificarea varfului aripii

Rezervoarele de la varful aripii si varfurile modificate ale aripii pot reduce scurgerea curentului de aer in jurul varfului aripii si prin urmare reduc formarea rezistentei induse. De asemenea, instalarea unor deflectoare pe aripii reduce curentul si astfel rezistenta indusa.

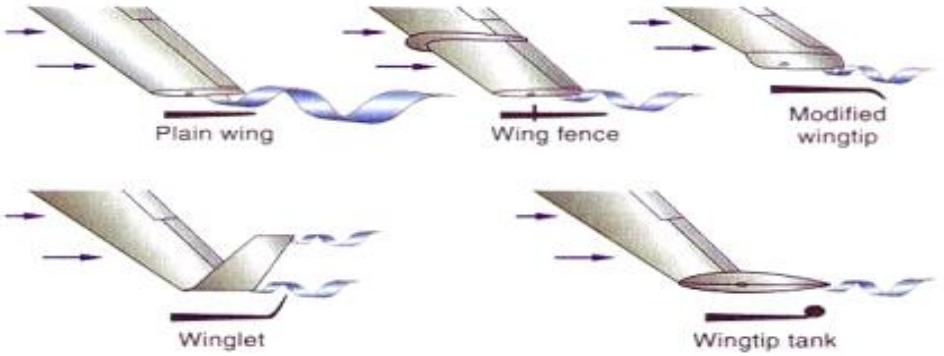


Fig 4.15.

Conditiile de zbor care favorizeaza rezistenta indusa

Viteze scazute si unghiuri de atac mari

In zborul rectiliniu la orizontala,la o greutate data, portanta trebuie sa ramana constanta (pentru a echilibra greutatea) pe masura ce viteza se schimba. Pe masura ce viteza se reduce, pilotul mareste unghiul de atac (si coeficientul de

portanta) pentru a obtine aceeasi portanta – de aceea unghiurile de atac ridicate sunt asociate cu viteze scazute.

Trecerea cu viteza mica a aerului spre inapoi pe extradosul aripii permite curgerii curentului de aer sa se risipeasca peste varful aripii si sa creeze turbioane mai mari la varfurile aripii si un curent descendent mai mare in spatele bordului de fuga al aripii.

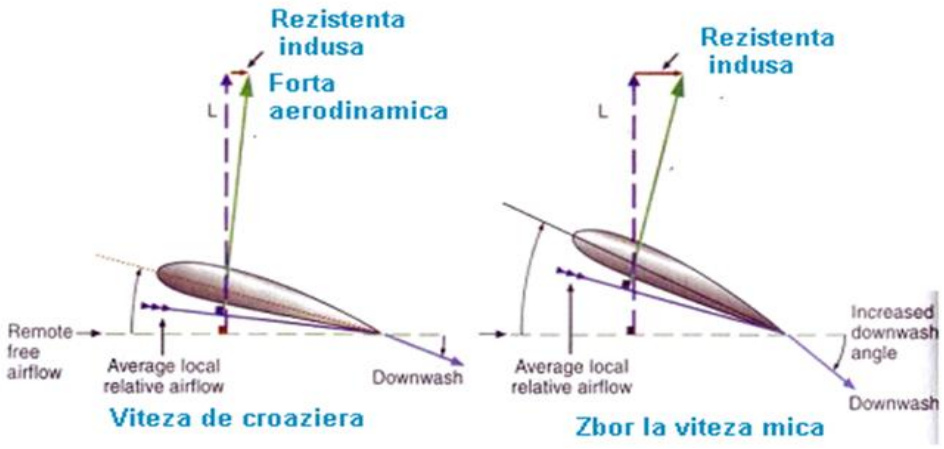


Fig 4.16.

Curentul descendent mai mare face ca acest curent de aer local resimtit de aripa sa fie inclinat descendent chiar mai mult, forta portanta produsa de aripa fiind inclinata mai in spate, rezultind intr-o componenta mai puternica a acestei forte portante in directia rezistentei la inaintare- paralel cu curentul de aer liber indepartat.

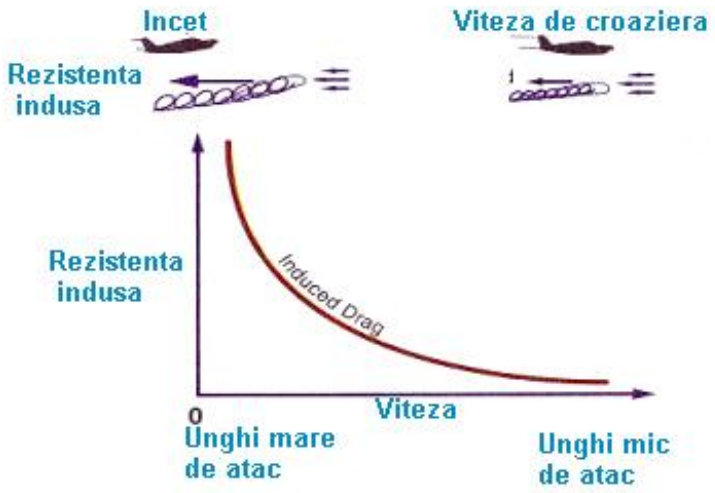


Fig 4.17.

Apropierea de unghiul de atac al vitezei limita (critic)

La viteza limita in zbor orizontal, rezistanta indusa ar putea fi 75% din rezistenta totala (rezistenta parazita reprezentind restul), in schimb la o viteza ridicata in zborul la orizontala, rezistenta indusa poate fi doar 1% din rezistenta totala.

Un avion greu necesita o forta portanta mai mare pentru a zbura rectiliniu la orizontala decat un avion usor. Un avion care efectueaza diverse evolutii necesita o forta portanta mai mare decat atunci cand zboara rectiliniu la orizontala. De exemplu, intr-un viraj cu inclinare de 60°, aripile trebuie sa genereze de doua ori mai mult forta portanta decat in zborul rectiliniu la orizontala.In conditii de zbor cu portanta ridicata, diferenta de presiune dintre extrados si intrados creste, si are ca rezultat vartejuri mai puternice la varful aripii.

In zborul la orizontala la greutati mari,este nevoie de mai multa portanta necesara pentru a echilibra greutatea mai mare, si in timpul manevrelor, sa spunem intr-un viraj cu inclinare mare,este nevoie de un excedent de portanta peste valoarea fortei greutatii pentru a asigura forta necesara in viraj sau centripeta.

Cresterea fortei portante genereaza o crestere a rezistentei induse

4.5 Rezistenta la inaintare totala

Rezistenta la inaintare totala este suma tuturor fortelor de franare. In anumite situatii putem vorbi de rezistenta totala asupra unui avion, in vreme ce in alte situatii este nevoie sa ne referim doar la rezistenta totala asupra unei suprafete portante cand luam in considerare numai aerodinamica acelei suprafete portante izolate. Trebuie sa stiti cu certitudine daca intregul avion este discutat sau numai aripile.

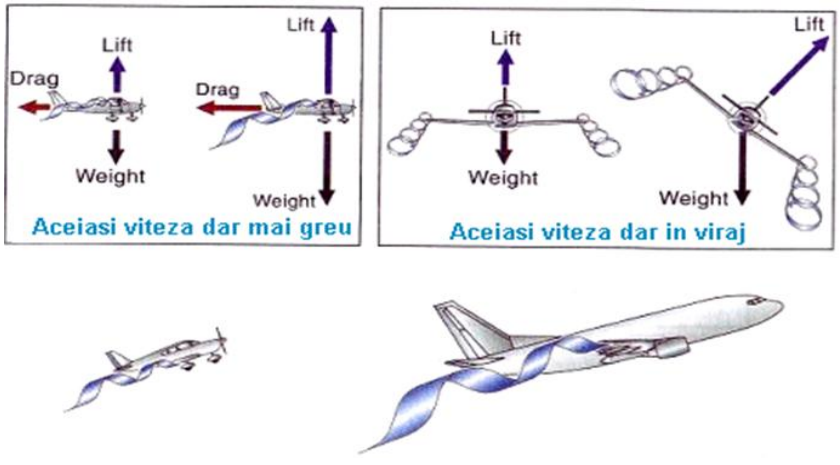


Fig 4.18.

Asa cum am vazut, rezistenta totala are doua componente:

a) rezistenta parazita;
b) rezistenta indusa.

Daca combinam graficele fiecareia dintre aceste rezistente asa cum variaza ele cu viteza aerului,rezulta un grafic care ilustreaza variatia rezistentei totale cu viteza aerului pentru un avion dat in zbor la orizontala, la o anume greutate, configuratie si altitudine.

Aceasta curba (Fig 4.19.) rezistenta la inaintare functie de viteza aerului (unghiul de atac) este o relatie extrem de importanta. Este un sumar a ceea ce trebuie sa stim despre rezistenta la inaintare. Daca intelegeti mesajul continut in acesta curba, atunci va aflati pe drumul cel bun spre intelegerea rezistentei la inaintare si a importantei ei in zbor.

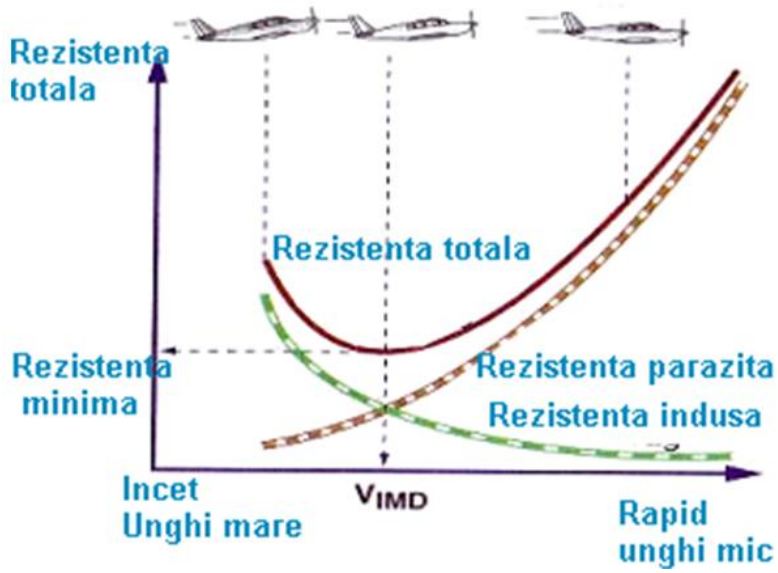


Fig 4.19.

Rezistenta parazita creste cu viteza. Rezistenta indusa scade pe masura ce viteza creste. Graficul arata cum rezistenta indusa este predominanta la viteza scazuta, in timp ce la viteza crescuta rezistenta parazita predomina.

Rezistenta totala este cea mai mica in punctul in care rezistenta parazita si rezistenta indusa sunt egale. Multe aspecte ale performatelor avionului au legatura cu aceasta viteza la o rezistenta minima la inaintare.

In zborul rectiliniu la orizontala, portanta este egala cu greutatea, de aceea la punctul de rezistenta la inaintare minim aripa va produce acea portanta necesara pentru a echilibra greutatea, dar cu o valoare a rezistentei la inaintare minima posibila.

Fig 4.20.

Tractiunea este folosita pentru a echilibra rezistenta la inaintare pentru a obtine un zbor rectiliniu la orizontala constant.

Fig 4.20. demonstreaza ca o tractiune ridicata va fi necesara atat la viteze foarte ridicate cat si foarte scazute, si o tractiune mai mica la viteze intermediare.

Viteza limita in zborul orizontal in conditiile particulare mentionate in grafic este indicata de o crestere brusca a rezistentei la inaintare in acel moment, acest lucru fiind dat de cresterea rapida a rezistentei indusa cand viteza aerului scade.

Curba rezistentei totale pentru un avion este un factor important in multe aspecte ale performatelor zborului, precum aterizarea, decolarea, urcarea, planarea, manevrabilitate, capacitatea unei zbor de distanta max. si capacitatea unui zbor de timp max.. Prin combinarea rezistentei induse (de la vartejurile de la varfurile aripii, un produs colateral al producerii de portanta) si rezistenta parazita (diferenta de rezistenta la inaintare), obtinem curba rezistentei totale.

4.6 Rezistenta la inaintare pe un profil aerodinamic

La viteze mici rezistenta totala pe un profil aerodinamic este mare (datorita rezistentei induse) si la viteze mari rezistenta totala este mare (datorita rezistentei parazite). O formula (asemanatoare cu cea pentru portanta) poate fi dezvoltata pentru rezistenta la inaintare produsa pe un profil aerodinamic.

Rezistenta la inaintare (Fx)= C_X.x ½ x ρ x V² x S

In formula pentru rezistenta la inaintare(Fx):

- coeficientul rezistentei la inaintare ($C_{x.}$) reprezinta forma si unghiul de atac
- ρ este densitatea aerului
- V este viteza (viteza adevarata a avionului)(viteza indicata a avionului = ½ ρ V²)
- S este suprafata

O curba a rezistentei la inaintare pentru un profil aerodinamic arata relatia dintre $C_{x.}$ si unghiul de atac. Aceasta poate fi folosita pentru comparatia cu curba de portanta(C_z in functie de unghiul de atac). Notati ca la unghiuri de atac mari in apropierea unghiului critic, coeficientul de rezistenta la inaintare pentru un profil aerodinamic este mare si joaca un rol important in formula:

Rezistenta la inaintare (Fx) = C_x x½ **x** ρ xV^2 x S

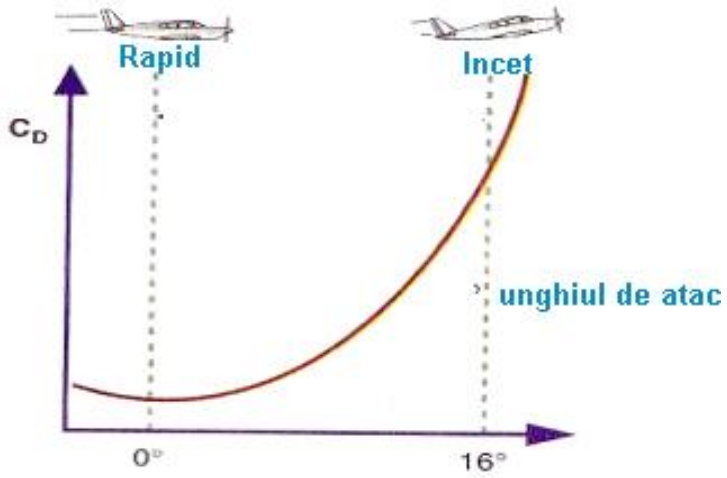


Fig 4.21.

La unghiuri de atac mici in zbor de croaziera, coeficientul de rezistenta la inaintare al unui profil aerodinamic este mic, dar viteza V este mare, si acest lucru are un efect important in formula. De aceea forta de rezistenta la inaintare Fx este mare la ambele extremitati ale unghiului de atac (si ale vitezei aerului). Intre aceste extremitati exista un unghi de atac (si o viteza de aer) unde forta de rezistenta la inaintare este minima. C_x minim pentru un profil aerodinamic tipic are loc la un unghi de atac pozitiv mic.

CAPITOLUL 5.

5. Raportul Portanta - Rezistenta la inaintare

5.1 Introducere

Pentru a determina performantele si eficienta unui profil aerodinamic la un anumit unghi de atac (si viteza a aerului), trebuie luate in considerare atat portanta cat si rezistenta la inaintare. Relatia uneia cu cealalta, numita *raportul portanta/rezistenta la inaintare*, este foarte importanta.

Am discutat deja curba de portanta (C_z in functie de unghiul de atac) si curba rezistentei la inaintare (C_x in functie de unghiul de atac).

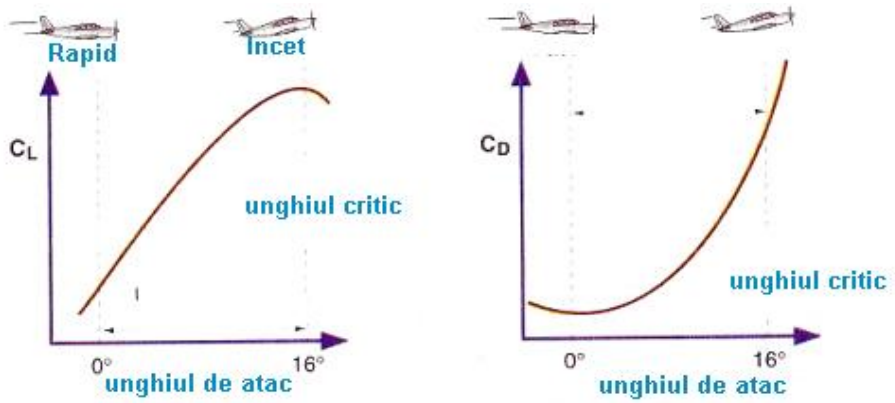


Fig 5.1.

Curba portantei arata o crestere constanta a coeficientului de portanta pe masura ce unghiul de atac creste, pana la unghiul critic, dincolo de care C_z scade.

Curba rezistentei la inaintare arata ca rezistenta creste constant cu schimbarea unghiului de atac, fiind cea mai mica la unghiuri de atac pozitive mici si crescind de fiecare data cand unghiul de atac creste sau scade. Pe masura ce se apropie de unghiul critic rezistenta la inaintare creste cu o rata mai mare . La viteza limita, ruperea curentului laminar si formarea de turbulente, sau vartejuri, genereaza o mare crestere a rezistentei la inaintare .

Variatia raportului Fz/Fx cu unghiul de atac. Intr-un fel, portanta este beneficiul pe care il obtineti de la un profil aerodinamic si rezistenta la inaintare este pretul pe care il platiti pentru aceasta. Pentru o portanta data este de dorit

sa aveti cantitatea minima de rezistenta la inaintare, adica cel mai bun raport *Fz/Fx*.

Daca doriti sa obtineti 120 unitati de portanta si costul este de 10 unitati de rezistenta la inaintare de la un profil aerodinamic, atunci, *Fz/Fx* =120/10 = 12, adica portanta este de 10 ori mai mare decat rezistenta la inaintare . Daca 120 unitati de portanta vin cu 20 unitati de rezistenta la inaintare de la suprafata portanta, atunci raportul portanta/ rezistenta = 120/20= 6, si aripa nu este nici pe departe la fel de eficienta.

Un profil aerodinamic are cea mai mare capacitate de portanta (Cz) la un unghi de atac mare, exact inaintea unghiului de atac critic, in acest caz aproximativ 16 grade. Din nefericire, langa unghiul de atac critic, suprafata portanta genereaza multa rezistenta indusa.

Rezistenta minima are loc la unghi de atac destul de mic, in acest caz aproximativ 0° unghi de atac. Din nefericire, la unghiuri de atac scazute, capacitatea de portanta a aripii este scazuta.

Nici una din aceste situatii (unghi de atac ridicat sau unghi de atac scazut) nu este intr-adevar satisfacatoare, deoarece raportul portantei cu rezistenta la aceste unghiuri de atac extreme este scazut. Ceea ce este necesar este cea mai mare capacitate de portanta in comparatie cu rezistenta la inaintare la acelasi unghi de atac, adica unghiul de atac care da cel mai bun raport portanta / rezistenta, pentru o aripa cu o curbura normala are loc la aproximativ 4° unghi de atac.

Pentru a afla raportul portanta /rezistenta la inaintare putem imparti cele doua ecuatii:

$$\frac{\text{Portanta}}{\text{Rezistenta}} = \frac{C_z \times \frac{1}{2} \rho \times V^2 \times S}{C_x \times \frac{1}{2} \rho \times V^2 \times S} = \frac{C_z}{C_x}$$

Pentru fiecare unghi de atac putem calcula raportul *Fz/Fx* impartind C_z cu C_x (si acestea sunt obtinute din graficele curbelor potantei si rezistentei).

Putem realiza o curba pentru *Fz/Fx* functie de unghiul de atac. *Fz/Fx* care rezulta functie de curba unghiului de atac arata ca L/D creste rapid pana la aproximativ 4° unghi de atac, unde portanta este cuprinsa intre 10 pana la 15 ori mai mare decat rezistenta la inaintare, in functie de profilul aerodinamic folosit.

La unghiuri de atac mai mari de aproximativ 4°, raportul *Fz/Fx* scade constant. Desi C_z continua sa creasca, C_x creste mai repede. La unghiul de atac criticde raportul *Fz/Fx* pentru aceasta suprafata portanta este aproximativ 5.

Curba din graficul de mai jos arata clar unghiul de atac specific la care raportul *Fz/Fx* este maxim, si acest unghi de atac se afla acolo unde suprafata portanta este cea mai eficienta – ofera portanta necesara pentru cea mai mica rezistenta la inaintare.

Unghiul de atac care ofera cel mai bun raport portanta / rezistenta este *cel mai eficient unghi de atac.*

La majoritatea aeronavelor nu aveti un instrument pentru a indica unghiul de atac, dar puteti citi viteza, valoarea ei este in functie de unghiul de atac.

Unghiurile de atac mari in zborul constant sunt asociate cu viteze indicate mai mici(si invers).

Unghiul de atac (si viteza indicata) pentru cel mai bun raport portanta / rezistenta la inaintare ofera portanta necesara (pentru a echilibra greutatea) pentru o rezistenta la inaintare minima. La oricare alt unghi de atac rezistenta la inaintare este mai mare pentru a obtine aceeasi portanta.

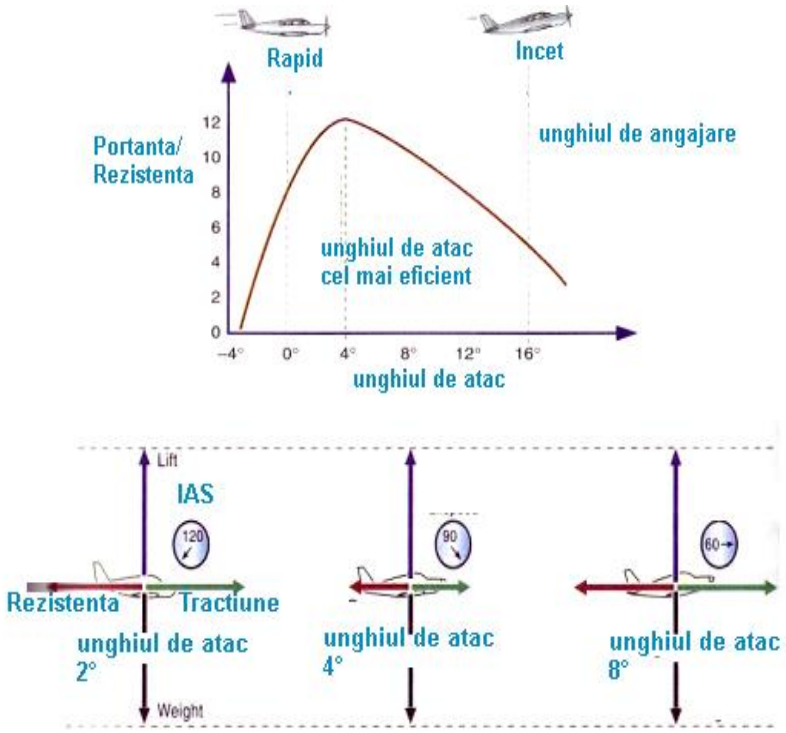


Fig 5.2. Relatiile intre portanta, rezistenta la inaintare si unghiul de atac

In zbor constant rezistenta la inaintare este echilibrata de tractiune. Daca portanta necesara pentru a echilibra greutatea este obtinuta la o valoare a rezistentei minime, atunci tractiunea poate fi tinuta la minim cu beneficiile care rezulta – motorul/elicea pot fi mai mici;consum de combustibil redus , costuri de intretinere mai scazute, etc.

Cateva caracteristici importante ale performantelor in timpul zborului sunt obtinute la cel mai bun raport *Fz/Fx*, cum ar fi raza de zbor maxima la regim de croaziera si raza maxima de planare fara motor.

5.2 Zborul la orizontala cu o greutate constanta

In zborul rectiliniu la orizontala:

Portanta = Greutatea = C_z x ½ ρ x V² x S

$C_{portanta}$ este o functie a unghiului de atac, si ½ ρ V^2 este in raport cu viteza indicata (IAS - Indicated Air Speed) pe care o vedeti pe indicatorul vitezei. (V este viteza fata de fileurile de aer reala sau TAS(viteza adevarata), pe care nu o puteti citi direct in cabina).
Portanta = Greutatea=o functie a (unghiului de atac x IAS x S)

Daca unghiul de atac este marit, portanta necesara poate fi generata la o viteza redusa

Daca unghiul de atac este redus, aceeasi portanta necesara va fi generata la o viteza mai mare.

De aceea, in zborul rectiliniu la orizontala, unghiurile da atac ridicate permit viteze mai reduse, si unghiuri de atac scazute permit viteze mai mari.

Fig 5.3.

Micsorarea greutatii

Pe masura ce zborul continua si combustibilul este consumat, greutatea generala a avionului scade. O greutatea scazuta necesita mai putina portanta pentru a o echilibra. Putem reduce portanta produsa zburind la un unghi de atac mai mic, ceea ce va duce la o crestere a vitezei (numai daca nu reducem puterea motorului).

Notati ca relatia exacta intre unghiul de atac si viteza indicata se schimba daca se schimba greutatea. La greutati mai mici, aceeasi IAS are loc la un unghi de atac ceva mai mic.

Fig 5.4.

Sa presupunem ca vreti sa zburati la acelasi unghi de atac (sa spunem cel mai eficient pentru cel mai bun raport *Fz/Fx* la aproximativ 4°). Pe masura ce greutatea scade, ar trebui sa reduceti treptat viteza indicata, astfel incat sa fie generata mai putina portanta.

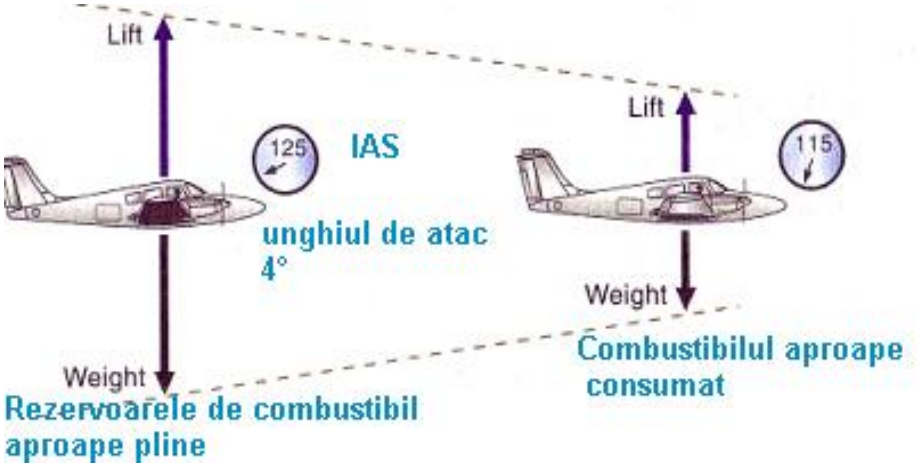


Fig 5.5.

Schimbarea altitudinilor de zbor

Sa presupunem ca zburati rectiliniu la orizontala la o altitudine mai mare, dar la aceeasi greutate si de aceea cu aceleasi cerinte de portanta. Relatia dintre unghiul de atac si IAS va fi aceeasi ca mai inainte.

La un anumit unghi de atac, viteza indicata (o masura a valorii presiunii dinamice 1/2 ρ x V² si indicata in noduri- kt) va fi aceeasi. Deoarece la altitudini mai mari densitatea aerului ***ρ*** este mai mica, pentru a pastra aceeasi valoare a lui ½ ρ V², valoarea lui V (viteza adevarata-TAS) trebuie sa fie mai mare.

Fig 5.6.

Atunci cind zburati la altitudini mai mari, aceeasi viteza indicata(IAS) va va da o mai mare viteza prin aer, sau o viteza adevarata(TAS) a aerului mai mare. Amintiti-va ca IAS (functie de presiunea dinamica ½ ρ V^2) determina calitatile de zbor ale avionului dumneavoastra. Este necesar doar sa calculati TAS (V) pentru un calcul de navigatie corect.

Relatia dintre IAS si TAS va fi discutata mai detaliat in *Indicatorul vitezei de aer* in Capitolul 25. Indicatorul vitezei de aer arata o IAS care difera de TAS printr-un factor care depinde de densitatea aerului.

Modificarea suprafetei aripii

Mai exista un factor care poate fi modificat si acesta este suprafata aripii - ***S***. Daca am putea mari ***S***, atunci am obtine aceeasi portanta la o viteza mai mica. Schimbarea lui ***S*** schimba forma suprafetei portante

CAPITOLUL 6.

6. Elicea avionului

6.1 Caracteristici constructive

Elicea avionului un transformator de energie; transforma energia mecanica de rotatie in lucru mecanic de deplasare a avionului.

In general este alcatuita din butuc si pale:

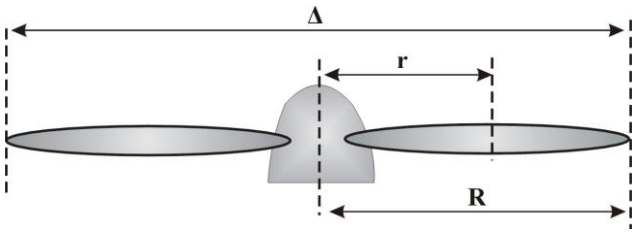


Fig 6.1.

Caracteristici geometrice:

Diametrul elicii (Δ) – diametru descris de varful palelor;

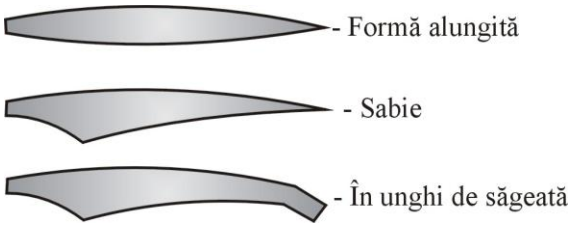


Fig 6.2. Forma in plan a palei

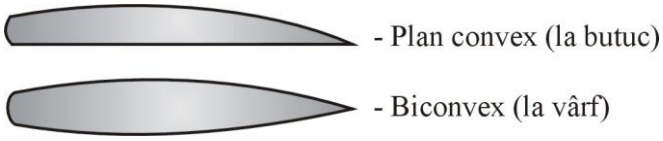


Fig 6.3. Profilul sectiunii palei

Grosimea profilului sectiunii

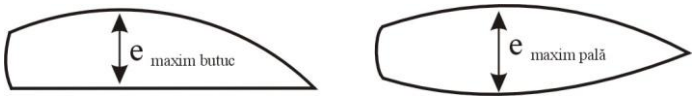


Fig 6.4.

Unghiul de asezare al sectiunii prin pala (þ)
þ = unghiul intre planul de rotatie al elicei si coarda profilului sectiunii prin pale.
$þ_{butuc} > þ_{pala}$

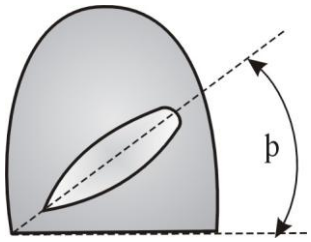


Fig 6.5.

6.2 Principiul de functionare al elicei

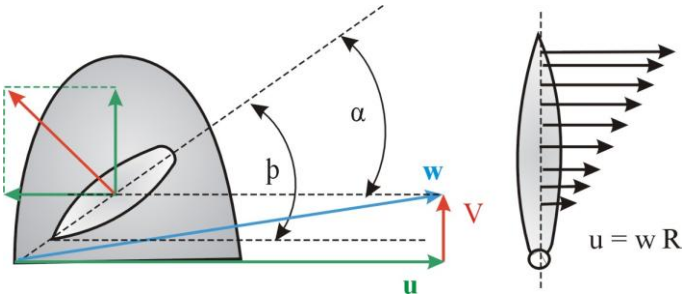


Fig 6.6.

u = viteza tangentiala de rotatie;
w = viteza rezultanta a actionarii;
V = viteza de zbor;
α = incidenta profilului, sectiune prin pala;
Fa = forta totala aerodinamica ce actioneaza pe profil;
Fz = forta de tractiune;
þ = viteza de rotatie.

Necesitatea torsionarii palei in lungul razei:

$u_b = wr_b$
$u_v = wr_v$ | => este necesar ca $\alpha_b < \alpha_v$
$\alpha_b < \alpha_v$

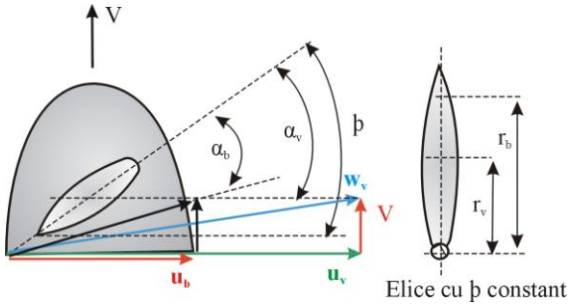


Fig 6.7.

Caracteristici aerodinamice:

Pasul geometric (H) – este distanta parcursa de un punct situat pe pala, la o rotatie completa pe o directie axiala si in lipsa alunecarii.

Pasul real (Hr) – distanta pe care o parcurge un punct situat pe pala la o rotatie completa pe directia de zbor in aer – in prezenta alunecarii sau $\alpha \neq 0$.

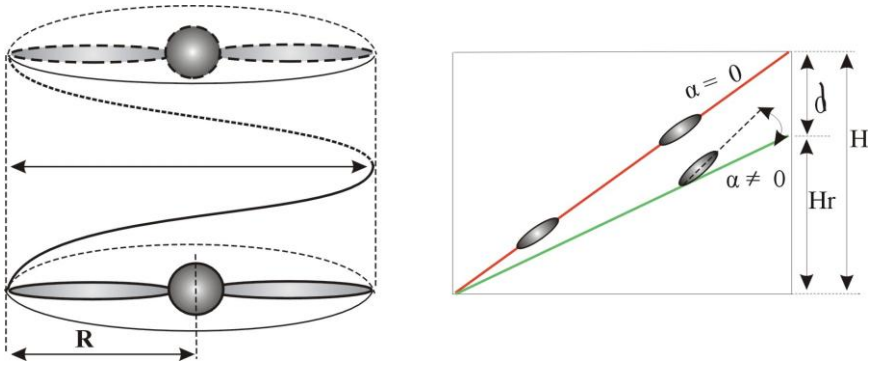


Fig 6.8.

H = pas geometric;
Hr = pas real;
∂ = alunecare;
n = turatia elicei;
$Hr = H - \partial$; $H = 2 \pi R \, tg\alpha$; $H = V / n$ (V = viteza si n = turatia).

Variatia fortei de tractiune disponibila a elicei:

Atunci cand turatia elicei este constanta, iar V variaza:
tractiunea disponibila pe care poate sa o realizeze elicea avionului la un anumit regim de functionare al motorului.

Daca n = constant, iar V creste, rezulta ca α scade iar Fz $_{disponibil}$ scade.

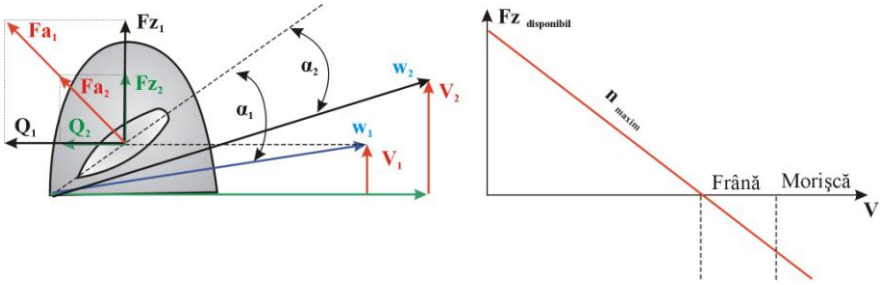


Fig 6.9.

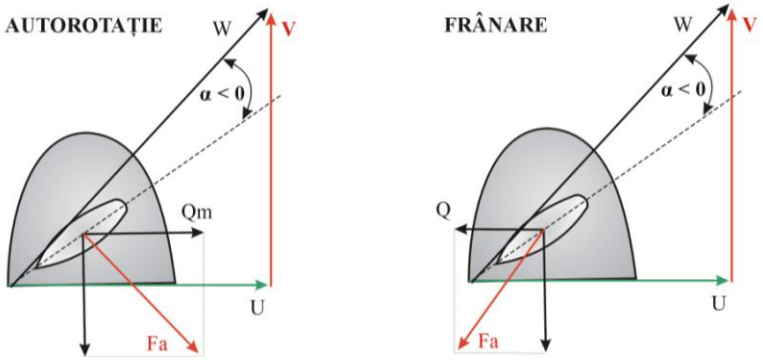


Fig 6.10.

Autorotatia: se produce la anumite viteze de zbor si scaderea de putere este insotita de o puternica tractiune negativa. Qm = forta ce accelereaza rotatia elicei.

Variaza forta de tractiune disponibila si incidenta, atunci cand viteza de zbor este constanta, iar turatia (n) variaza.
W = viteza de inaintare a avionului;
U = viteza tangentiala de rotatie;
V = viteza de zbor.

Daca turatia creste, U creste (U = n Q_2), si incidenta creste (α = $α_2$).
In cazul vitezei constante vom avea incidenta marita si $F_{disp.}$ va creste.

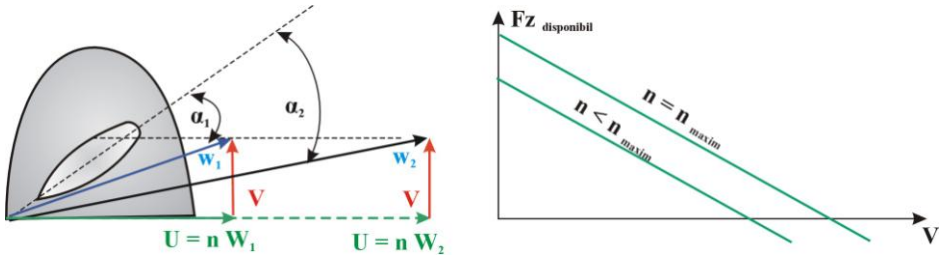


Fig 6.11.

6.3 Variatia tractiunii disponibile si a puterii disponibile a elicei cu inaltimea

Puterea pe care poate sa o realizeze elicea avionului la un anumit regim de functionare al motorului, se numeste *putere disponibila*.

$$p = \frac{L}{t} = \frac{Ft \times d}{t}\ ; \qquad \frac{d}{t} = V;\ \Rightarrow\ p = Ft \times V$$

Graficul de variatie al puterii disponibile cu viteza.

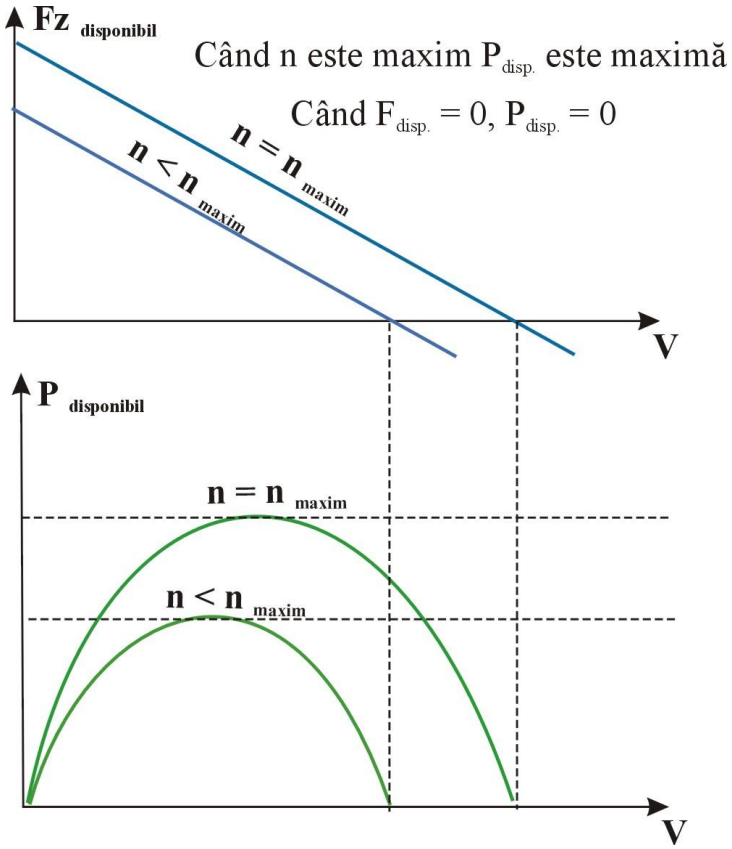


Fig 6.12.

Graficul de variatie a puterii motorului cu inaltimea.

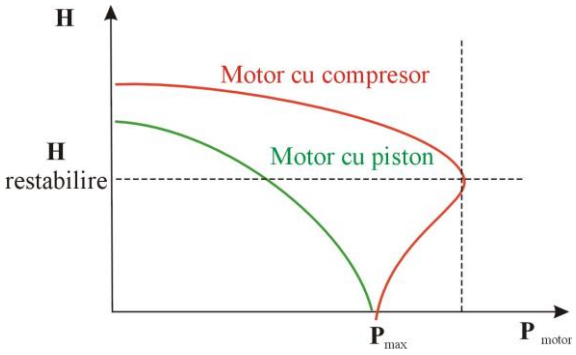


Fig 6.13.

Pentru motorul cu piston, fara compresor, puterea motorului este maxima la sol. Pe masura ce inaltimea (H) creste puterea motorului scade. La o anumita inaltime de zbor puterea motorului va fi 0.

Pentru motorul cu piston cu compresor, puterea motorului creste pana la o anumita inaltime (inaltimea de restabilire – $H_{restabilire}$ –), dupa care puterea motorului scade cu cresterea inaltimii.

Motorul cu piston cu compresor zboara la o inaltime (H) mai mare decat motoarele fara compresor.

$H_{restabilire}$ este avantajoasa pentru zbor, deoarece aici puterea motorului este maxima.

Graficul de variatie al puterii disponibile cu viteza.

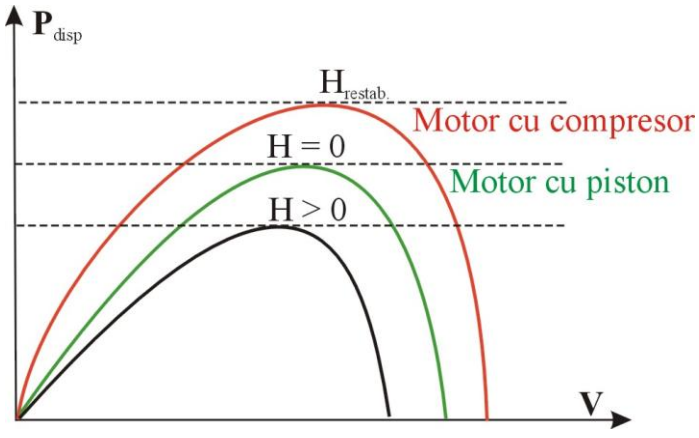


Fig 6.14.

Momentul reactiv si momentul motor al elicei

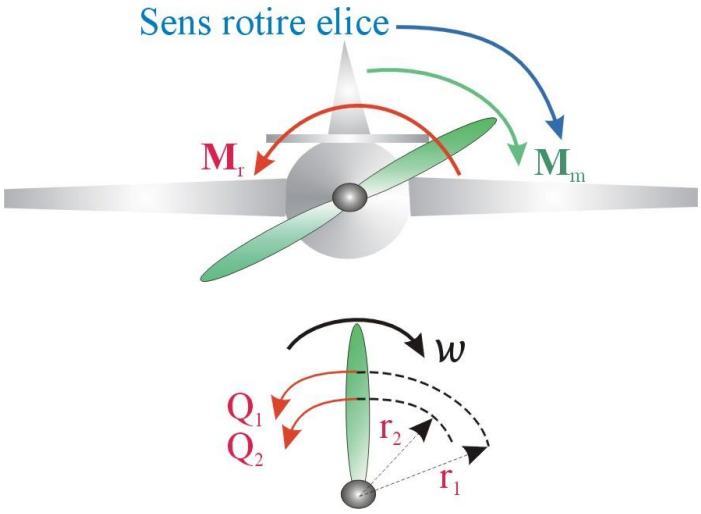


Fig 6.15.

M_m = moment motor; - actiunea motorului asupra elicei.
M_r = moment reactiv; - opus M_m.
$M_m = M_r$ – la o turatie constanta;

M_m = 716,2 P/n (Kgfm);
$M_1 = Q_1 \times r_1$;
$M_2 = Q_2 \times r_2$.

Datorita momentului reactiv, avionul are tendinta de a se inclina.

6.4 Clasificarea elicelor

a) dupa numarul de pale.
b) dupa sensul actionarii:
   - elice tractiva: amplasata in fata avionului;
   - elice propulsive: amplasata in spatele avionului.
c) dupa modul de fixare a palelor:
   - elice cu pas fix;
   - elice cu pas variabil (automat sau comandat).
d) dupa materialul folosit la constructie:
   - cu pale din lemn;
   - cu pale din dural (cele mai folosite);
   - cu pale din mase plastice;
   - cu pale din otel.

Elici speciale:

a) coaxiale: se afla pe acelasi ax, se rotesc in sensuri opuse, elicea a doua inlatura momentul reactiv al primei elici.

b) reversibile: sunt elici la care palele pot fi puse la un unghi negativ (franeaza avionul la aterizare).

c) elici cu posibilitatea punerii in pas drapel (la unghi de 90^0 , au cea mai mica rezistenta la inaintare).

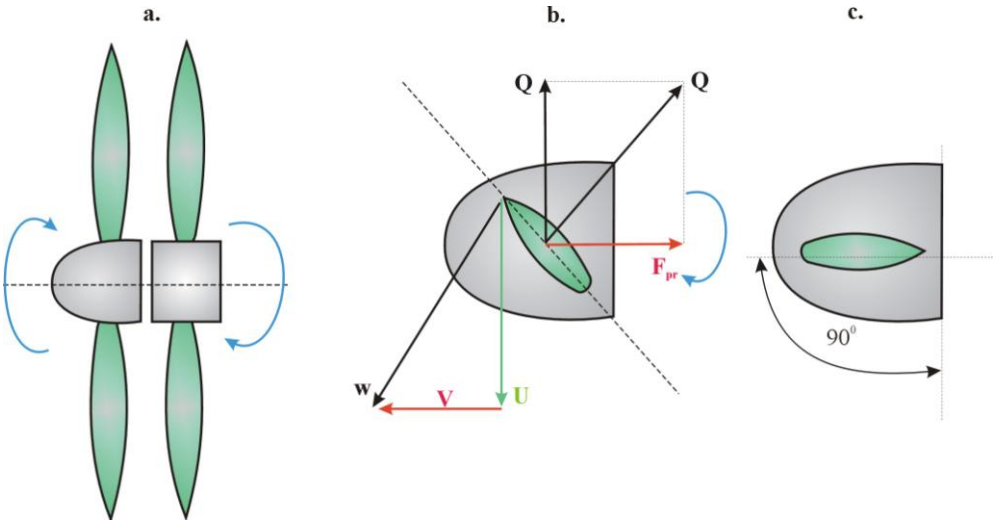


Fig 6.16.

6.5 Miscarea elicei

Viteza de rotatie. Daca avionul stationeaza, miscarea sectiunii elicei este pur rotativa. Cu cat sectiunea se afla mai departe pe pala, cu atat este mai rapida viteza de rotatie. De asemenea, cu cat turajul elicei este mai mare, cu atat este mai rapida viteza de rotatie a sectiunii.

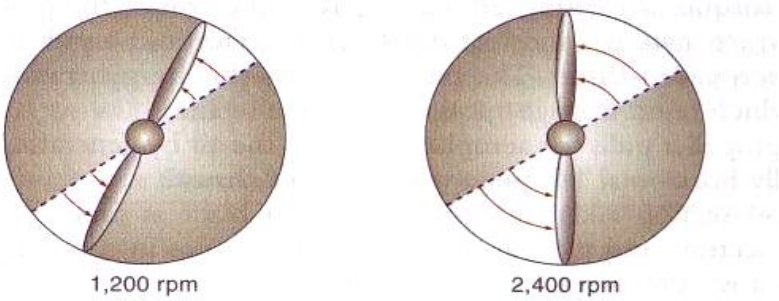


Fig 6.17. Viteza sectiunii elicei depinde de raza elicei si turaj

Viteza de inaintare. Pe masura ce avionul se deplaseaza spre inainte in zbor, sectiunea elicei va avea o viteza de inaintare dar si o viteza de rotatie.

Aceasta miscare spre inainte este combinata cu miscarea de rotatie a sectiunii palei, pentru a-i da o viteza totala.

Unghiul dintre viteza rezultanta a palei elicei si planul de rotatie se numeste *unghiul de inclinare al palei* sau *unghi de pala* sau *unghi de inaintare.*

Miscarea elicoidala.

Fiecare sectiune a palei elicei urmeaza un traseu in spirala prin aer, numit *elicoid* (asemanator unui arc spiral), ca rezultat al combinarii vitezei de rotatie cu cea de inaintare.

Cel mai usor mod de a reda acest lucru este de a considera elicoidul ca traseul pe care il urmeaza extremitatea sectiunii elicei.

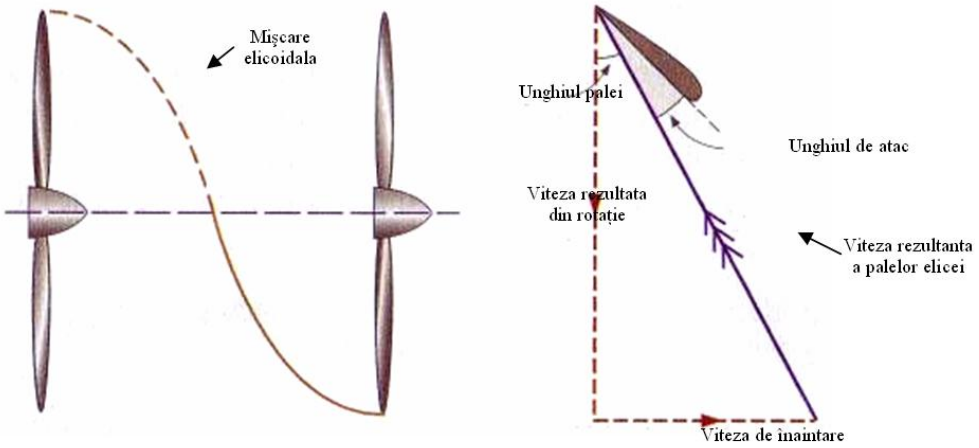


Fig 6.18. Miscarea elicoidala a elicei

Sectiunea palei resimte un curent de aer relativ direct opus propriului traseu prin aer. Unghiul dintre linia de coarda a sectiunii palei elicei si curentul de aer relativ este *unghiul de atac*.

Notati ca *unghiul de atac plus unghiul de inclinare formeaza unghiul palei.*

Cand avionul se afla in zbor fiecare sectiune a palei elicei va avea aceeasi componenta a vitezei de inaintare. Totusi, ceea ce va diferi, este componenta rotativa a vitezei - cu cat fiecare sectiune a palei se afla mai departe de axul elicei, cu atat se misca mai repede. Daca unghiul palei a fost acelasi de-a lungul intregii lungimi a elicei (ceea ce evident nu se intampla niciodata), unghiul de atac ar fi diferit in toate punctele.

Pentru o elice cu acelasi unghi al palei pe toata lungimea sa, unghiul de atac s-ar modifica functie de distanta de la axul elicei, si tractiunea nu s-ar produce intr-o maniera eficienta. Pala elicei ar putea fi ineficienta langa varf.

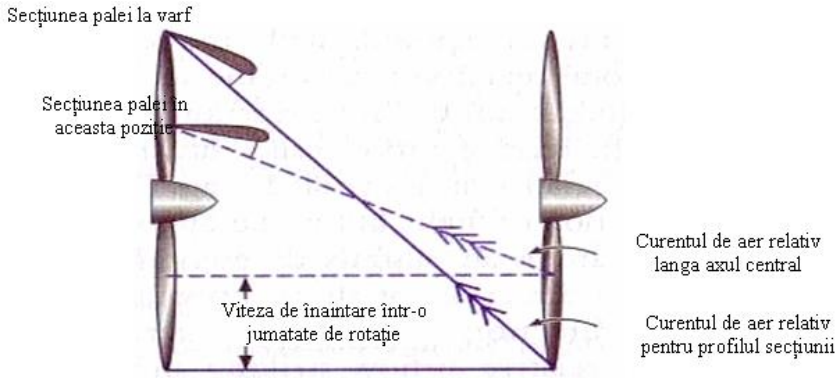


Fig 6.19. Curgerea realtiva a curentilor de aer pe pala

La fel ca si la celelalate suprafete portante, exista acel unghi de atac care este cel mai eficient al elicei.

Daca elicea este proiectata sa fie cea mai eficienta la o anumita viteza a avionului si turaj al elicei, atunci proiectantul va dori sa aiba acest unghi care este cel mai eficient de-a lungul intregii lungimi a palei elicei cand opereaza cu viteza proiectata si in conditiile de turatie recomandate.

Pentru a obtine acest lucru, unghiul palei la ax trebuie sa fie mult mai mare decat unghiul palei la varf. Acesta este cunoscut ca *torsiunea palei* sau *torsiunea elicoidala*.

Varful elicei este partea elicei care se misca cel mai repede - si intr-adevar a intregului avion, deoarece viteza sa de rotatie este suprapusa pe viteza de inaintare a avionului ca intreg.

Numai o mica portiune a intregii pale a elicei este eficienta in producerea tractiunii – partea cuprinsa intre aproximativ 60% si 90% a razei varfului. Cea mai importanta tractiune este produsa la aproximativ 75% din raza varfului. Astfel, cand unghiul de pala al elicei este data ca o caracteristica a ei, de obicei se refera la pozitia de 75%.

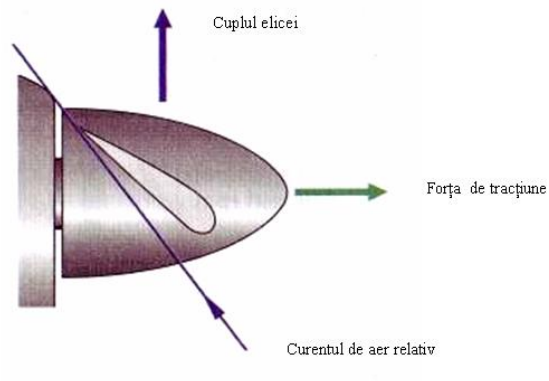


Fig 6.20. Forte care actioneaza pe o pala

Cuplul elicei este rezistenta la miscare in planul de rotatie.

Pentru o aripa, rezistenta la inaintare trebuie sa fie depasita pentru a se produce inaintarea. Cresterea puterii motorului si implicit a cuplului motorului, face ca elicea sa se roteasca mai repede.

Nota:

Daca avionul este pus in picaj, curentul de aer relativ este schimbat din cauza vitezei de inaintare mai mari, si ca rezultat, forta de cuplu al elicei este redusa. Rezultatul este o crestere a turajului motorului desi pozitia manetei de gaz nu a fost modificata.

6.6 Elicele cu pas variabil si regulatoarele de turatie constanta

In faza initiala de dezvoltare a tehnologiei elicei a fost elicea cu pas dublu:

- un pas mic pentru decolare si operatiuni la viteze reduse,
- pas marit pentru viteze mai mari.

Prin urmare a fost dezvoltata elicea la viteza constanta, cu un unghi al palei care ar putea ocupa orice pozitie (variabil la infinit) in timpul zborului in interiorul gamei de variatie a pasului. Mecanismele de schimbare a pasului sunt de obicei actionate electric sau hidraulic.

La viteze mici, unghiul palei trebuie sa fie mic pentru ca unghiul de atac sa fie optim. Acesta este *pasul mic*. Pe masura ce viteza de inaintare creste, unghiul palei trebuie sa creasca, pentru ca unghiul de atac sa ramana optim. Acesta este *pasul mare*.

Mecanismul folosit pentru a obtine acest lucru, este regulatorul de turatie constanta (CSU), numit uneori si regulatorul de pas al elicei (PCU). Contine un regulator de turatie (governor) a carui functie este de a regla viteza elicei (RPM) la aceea selectata de pilot. Face acest lucru prin ajustarea automata a unghiului palei, electric sau hidraulic, astfel incat turatia este mentinuta constanta indiferent de viteza si de puterea furnizata de motor.

Scopul este de a face ca elicea sa funtioneze in apropierea celui mai bun unghi de atac si la o eficienta maxima pe toata raza sa de actiune.

O elice cu pas variabil (viteza constanta) opereaza la cel mai eficient unghi de atac pe o gama larga de turaje si viteze de zbor. O elice cu pas fix opereaza eficient doar la un anumit turaj si viteza de zbor.

Modificarea puterii motorului

Pilotul selecteaza turatia dorita folosind maneta de pas. Pasul elicei creste automat pentru a absorbi excedentul de putere al motorului si mentine aceeasi turatie, adica viteza constanta. Tractiunea crescuta ofera performante mai bune avionului si isi poate mari viteza sau creste rata de urcare.

Daca puterea motorului se reduce, elicea selecteaza automat pasul corespunzator pentru a echilibra excedentul de putere care ii este oferita de motor si turajul va ramane constant. Reducerea tractiunii determina o scadere a performantelor avionului.

Modificarea vitezei de zbor

Daca avionul este pus in panta de urcare, fara ca pilotul sa modifice puterea, pala isi va modifica automat unghiul de atac astfel incat sa opreasca scaderea turajului motor / elice si puterea motorului va ramane neschimbata. In mod asemanator, daca avionul este pus in picaj fara ca pilotul sa reduca din puterea motorului, viteza avionului va creste si pala isi va mari unghiul de atac pentru a preveni supraturarea elicei si a motorului.

Alte doua avantaje ale unor elice cu pas variabil sunt:

a) capacitatea de a fi puse pe *pas mic la sol* sau *pas reversibil* pentru a oferi un efect de franare sau mers inapoi la rulajul pe sol.

b) capacitatea de a fi puse in "*pas drapel*": in timpul zborului pentru a reduce rezistenta la inaintare si daunele motorului ca urmare a defectarii acestuia.

6.7 Efectele produse de elice la decolare

Efectul curentului produs de elice

O elice care se roteste in sensul acelor de ceasornic (asa cum este vazuta din cabina) va genera o rotatie in sensul acelor de ceasornic a curentului elicei pe masura ce se deplaseaza spre inapoi in jurul avionului. Aceasta genereaza un curent asimetric in jurul ampenajului vertical si directiei, indeosebi in cazul unui avion cu un singur motor. Atunci cand motorul este dus catre in plin curentul elicei se va lovi de partea stanga a ampenajului vertical (un unghi de atac ar exista intre ampenajul vertical si curentul de aer produs de elice), generand o forta portanta aerodinamica care impinge coada la dreapta si vireaza botul avionului la stanga.

Unele aeronave sunt prevazute cu *sistem de compensare a ampenajului vertical* pentru a invinge acest efect.

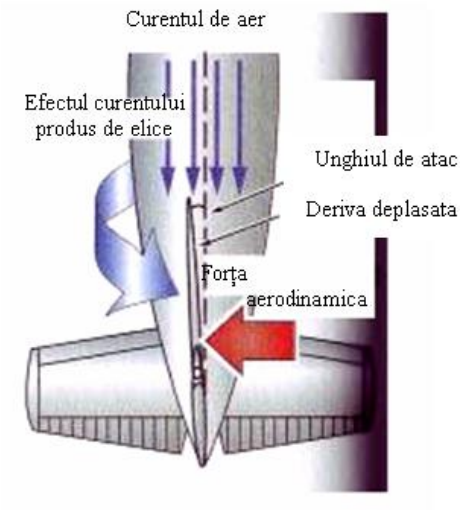


Fig 6.21. Sistemul de compensare a ampenajului vertical

Reactia cuplului elicei

Daca elicea se roteste in sens trigonometric (cand este vazuta din spate) reactia cuplului va avea tendinta de a roti avionul in sensul acelor de ceasornic si sa il roteasca spre dreapta. Acest efect este cel mai pronuntat in conditii de putere crescuta si turaj ridicat al elicei, asa cum se intampla in timpul decolarii
La sol aceasta rotatie este resimtita de roata dreapta, care va trebui sa suporte mai mult efort decat roata stanga. Aceasta va creste frictiunea fortei de rotatie pe roata dreapta, avand tendinta de a o incetini, si in consecinta avionul va avea tendinta de a vira la dreapta. Notati ca acest efect vireaza avionul in directie inversa ca efectul curentului elicei. Daca elicea se roteste in celalalt sens, ca la unele avioane mai vechi, atunci aceasta miscare laterala va avea efect invers.

Efectul giroscopic.

Deoarece un corp care se roteste tinde sa se opuna oricarei incercari de a-i schimba planul de rotatie, orice interventie de schimbare asupra sa, va genera o *miscare de precesie giroscopica.*

Miscarea de precesie giroscopica modifica directia fortei rezultate cu 90° in directia de rotatie – acest fenomen fiind numit *efect giroscopic*.

Cand cuplul din partea de jos a elicei are efect asupra avionului atunci cind ridica roata de bot la decolare, efectul giroscopic da nastere unei forte similare actionand la 90° in directia rotatiei elicei. Aceasta va fi ca o forta de inaintare care actioneaza pe partea dreapta a planului de rotatie al elicei, facand ca avionul sa vireze. Directia de virare depinde de directia rotatiei elicei.

Cantitatea de efect giroscopic depinde de masa elicei, de modul in care masa este distribuita de-a lungul palelor si de cat de repede se roteste elicea (toate acestea fiind combinate intr-o cantitate fizica numita *moment de inertie*).

Va depinde de asemenea si de cat de repede incercati sa schimbati planul de rotatie.

Efectul curentului in spirala al elicei

Curentul in spirala al elicei in sens trigonometric (de la elicea care se roteste in sens trigonometric) loveste ampenajul vertical in partea stanga. Aceasta tinde sa vireze botul avionului la stanga.

Balansarea datorata cuplului

Motorul roteste elicea in sens trigonometric privind din cabina (la avioanele moderne) – cuplul elicei.

Reactia cuplului incearca sa rasuceasca motorul si celula avionului in sens opus – in sensul acelor de ceasornic.

Forta descendenta apasa roata dreapta puternic pe pista.

Franarea cu solul diferentiata care rezulta pe rotile principale produce “furatura” spre dreapta.

Balansarea datorata precesiei giroscopice

Ridicarea rotii de bot la decolare genereaza anumite forte. Rotatia rapida a elicei urmeaza principiul giro-precesiei. Efectul are loc la 90 grade in directia de rotatie. In consecinta, botul avionului vireaza la stanga.

CAPITOLUL 7.

7. Echilibrul avionului

7.1 Generalitati

Centrul de greutate al avionului este punctul de aplicatie al rezultantei tuturor fortelor de greutate ale partilor componente ale unui avion.

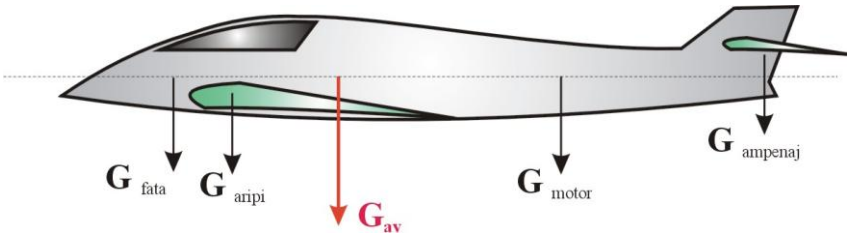


Fig 7.1.

Pozitia C.G. este bine determinat in functie de evolutia avionului si are posibilitati limitate de deplasare.

Un avion se afla in *echilibru*, atunci cand suma tuturor fortelor care actioneaza asupra lui este zero si suma momentelor este zero.

$$\begin{cases} \sum \vec{F} = 0 \\ \sum \vec{M} = 0 \end{cases} \Rightarrow \begin{cases} \sum \vec{F}_x = 0 \\ \sum \vec{F}_y = 0 \\ \sum \vec{F}_z = 0 \end{cases} \quad \text{Suma forțelor care acționează în jurul axelor Ox, Oy, Oz, să fie zero.}$$

$$\Rightarrow \begin{cases} \sum \vec{M}_x = 0 \\ \sum \vec{M}_y = 0 \\ \sum \vec{M}_z = 0 \end{cases} \quad \text{Suma momentelor care acționează în jurul axelor Ox, Oy, Oz, să fie zero.}$$

Fig 7.2.

Felul echilibrului:

a) longitudinal;
b) transversal;
c) de directie.

7.2 Echilibrul longitudinal

Un avion se afla in *echilibru longitudinal* atunci cand centrul de greutate al avionului se afla in miscare rectilinie su uniforma, iar avionul nu se roteste in jurul axei transversale.

In acest caz, suma fortelor egala cu 0, iar suma momentelor transversale este egala cu 0.

Factori de influenta

Oricare forta care actioneaza cu un moment ca forta pe axa transversala, poate influenta echilibrul longitudunal.

a) decalarea elicei; - de regula este decalata in sus.

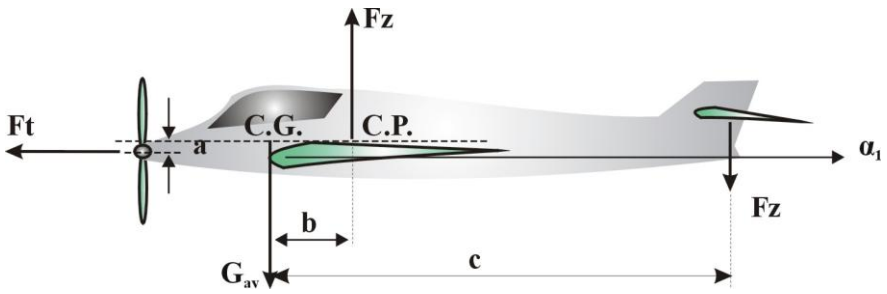


Fig 7.3.

Fz comunica avionului un cuplu de picaj, adica tinde sa scoata avionul din echilibrul longitudinal, micsorand unghiul de incidenta, (avionul „pica” de bot).

$$Fz = a + Fz \times b = Fz_{\alpha o} \times c$$

b) unghiul de calaj al stabilizatorului.

c) deflectarea curentului de aer in spatele aripii.

Ultimii doi factori sunt si conditiile pentru care un avion se va afla in echilibru longitudinal.

7.3 Echilibrul transversal

Un avion se afla in echilibrul transversal atunci cand centrul de greutate se afla in miscare rectilinie si uniforma, iar avionul nu se roteste in jurul axului longitudinal.

Suma fortelor este egala cu 0 iar suma momentelor longitudinale este egala cu 0.

Factori de influenta

a) simetria geometrica si simetria maselor – toate masele sunt dispuse simetric fata de planul de simetrie al avionului.

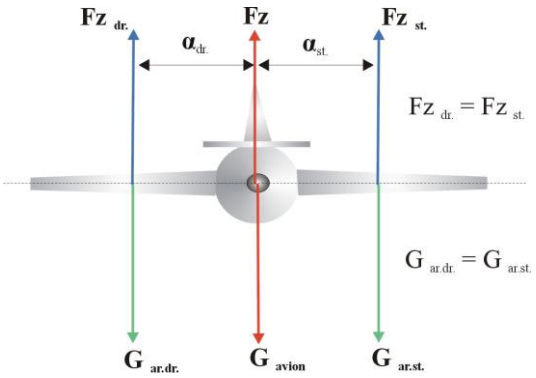


Fig 7.4.

Datorita simetrie geometrice si a maselor, portanta aripii din dreapta este egala cu portanta aripii din stanga si se afla la aceasi distanta fata de centru de greutate – momentele care rotesc avionul spre dreapta sunt egale cu momentele care rotesc avionul spre stanga.

$$P_{dr.} \times \alpha_{dr.} = P_{st.} \times \alpha_{st.}$$

b) momentul reactiv al elicei.

Se compenseaza prin deplasarea mansei spre dreapta.

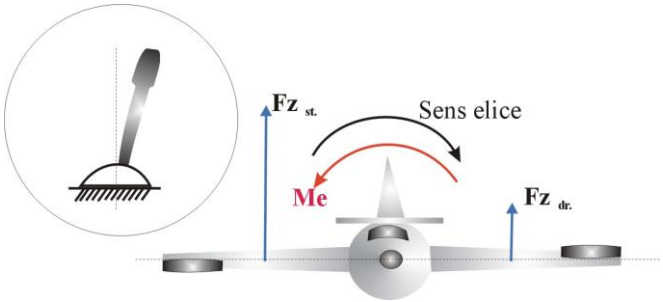


Fig 7.5.

In cazul in care motorul functioneaza, simetria geometrica si a maselor nu pot asigura echilibrul transversal al avionului din cauza momentului reactiv al elicei care va inclina avionul in partea opusa sensului de rotatie al elicei.

c) rasucirea fileurilor de aer, in spatele elicei

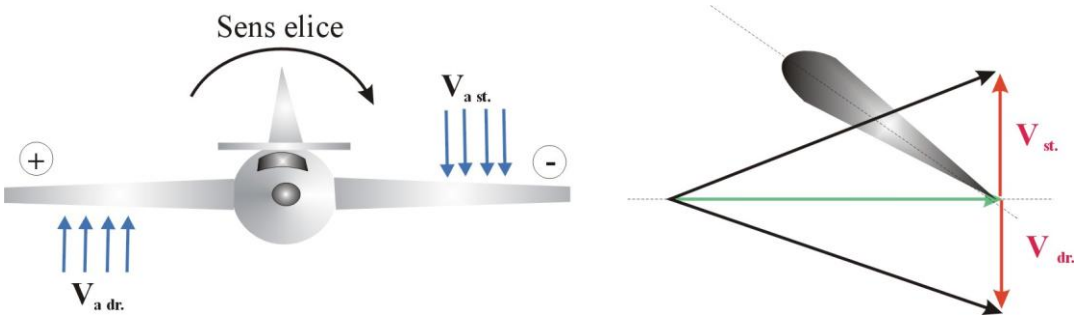


Fig 7.6.

7.4 Echilibru de directie

Un avion se afla in *echilibru de directie* atunci cand centrul de greutate se afla in miscare rectilinie si uniforma, iar avionul nu se roteste in jurul axei de directie.

Suma factorilor este egala cu 0, iar suma momentelor de directie este egala cu 0.

Factori de influenta

a) simetria geometrica si a maselor; - echilibrul de directie in cazul in care motorul nu functioneaza.

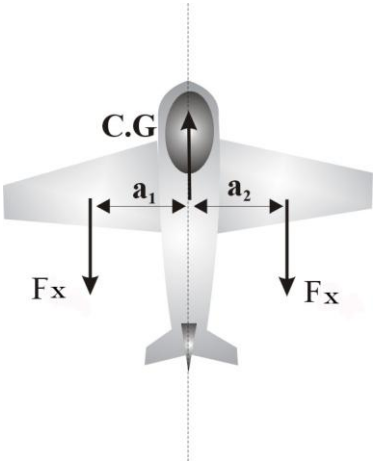


Fig 7.7.

In cazul in care motorul nu functioneaza, echilibrul de directie poate fi asigurat cu ajutorul simetriei geometrice si al simetriei maselor avionului, rezistenta aripii din din stanga este egala cu rezistenta aripii din dreapta.

Punctele de aplicatie ale fortelor de rezistenta ale aripii se gasesc la o distanta egala fata de axul longitudinal, astfel ca avionul nu manifesta o tendinta de rotatie.

Conditia de echilibru: $Fx_{st} \times a_1 = Fx_{dr} \times a_2$

b) rasucirea fileurilor de aer in spatele elicei.

Asimetria geometrica creata datorita bracarii diferite a eleroanelor determina asimetria fortelor de rezistenta la inaintare stanga si dreapta. Rezulta un moment de giratie pe partea eleronului bracat in jos.

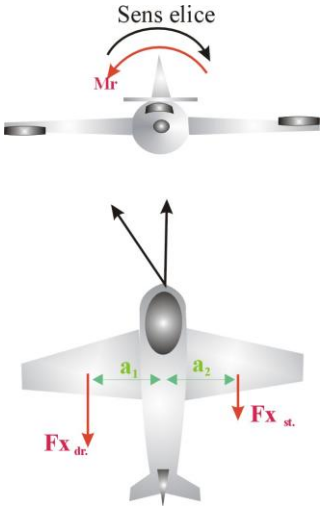


Fig 7.8.

$Fx_{st} < Fx_{dr}$ => $M_{st} < M_{dr}$ => avionul va tinde sa faca viraj stanga.

c) tendinta avionului de a se roti poate fi influentata prin manevrarea palonierului in directia opusa tendintei de rotire a avionului. La avioanele de constructie moderna echilibrul de directie poate fi realizat automat, fara a fi necesara interventia pilotului.

7.5 Stabilitatea avionului

Stabilitatea avionului este propietatea avionului de a reveni singur, fara interventia pilotului, la punctul initial de zbor, dupa incetarea actiunii unei forte perturbatoare externe, care a modificat pozitia avionului.

Aceasta poate fi:

a) longitudinala;
b) transversala;
c) de directie (giratie).

Stabilitatea transversala impreuna cu stabilitatea de directie formeaza stabilitatea laterala.

Stabilitatea este inversul maneabilitatii.

7.5.1 Stabilitatea longitudinala

Stabilitatea longitudinala este propietatea avionului de a-si reface singur, fara interventia pilotului, echilibrul longitudinal, dupa incetarea actiunii unor factori pertubatori externi, care au stricat echilibrul longitudinal.

Factori de influenta:

Prin *centrajul avionului* se intelege distanta pe orizontala dintre centrul de greutate al avionului si bordul de atac al aripii echivalente, exprimat in procente din coarda medie aerodinamica.

Aripa echivalenta a unei aripi date, este o aripa facuta de forma in plan dreptunghiular care are aceasi anvergura, suprafata si aceleasi caracteristici aerodinamice cu aripa data.

Coarda medie aerodinamica (CMA) – coarda aripii echivalente.

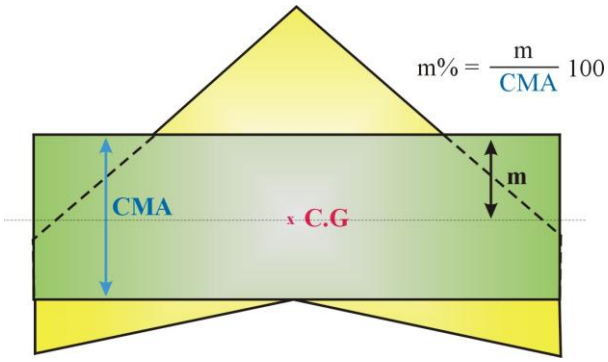


Fig 7.9.

Pentru intelegerea sensului stabilitatii longitudinale a avionului, se poate studia stabilitatea aripii.

Comportarea aripii libere intr-un curent de aer.

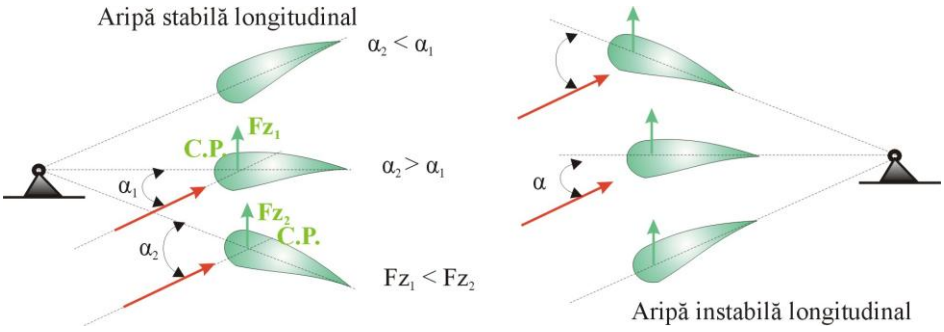


Fig 7.10.

Daca axul de rotatie al aripii se afla in fata C.P. se poate preciza ca aripa este stabila longitudinal pentru ca la scoaterea ei din echilibru nu produce momente stabilizatoare care readuc aripa in pozitia initiala. La inclinarea aripii in jos momentul stabilizator se produce datorita cresterii unghiului de incidenta si a portantei, iar la inclinarea aripii in sus momentul stabilizator se produce datorita micsorarii unghiului de incidenta si a portantei.

Daca axul de rotatie al aripii se afla in spatele C.P. se poate preciza ca aripa nu este stabila longitudinal. La scoaterea ei din echilibru se produc momente care departeaza din ce in ce mai mult aripa din pozitia ei initiala. La inclinarea aripii in jos, momentele de rasturnare sunt produse datorita micsorarii unghiului de incidenta si a portantei, iar la inclinare aripii in sus, dimpotriva se va produce momente datorita maririi unghiului de incidenta si a portantei.

Se vede faptul ca, cu cat axul de rotatie este mai inaintea centrelor de presiune (C.P.), cu atat stabilitatea longitudinala este mai mare. De aceea C.G. nu trebuie sa fie fix intre aripa si stabilizator, ci aproape de bordul de atac al aripii.

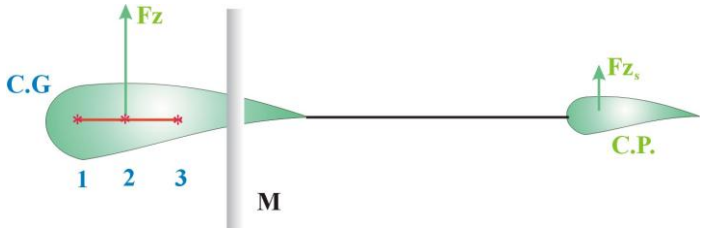


Fig 7.11.

Cand C.G. se afla in punctul 1, aripa este stabila.
Cand C.G. se afla in punctul 2, aripa este neutra.
Cand C.G. se afla in punctul 3, aripa este instabila .
M = pozitia limita pentru care avionul este instabil.

Pozitiile particulare ale centrajului

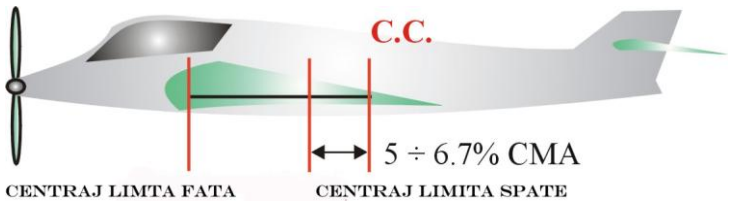


Fig 7.12.

Centrajul limita fata – este centrajul minim pentru care efortul pe carte pilotul il aplica mansei pentru a mentine echilibrul avionului in timpul aterizarii pe trei puncte, este egal cu efortul maxim admisibil;

Centrajul critic – pentru avioanele performante este de aproximativ 40 ÷ 45% din coarda aripii echivalente. Este pozitia cea mai din spate a C.G. la care avionul este neutru din punct de vedere al stabilitatii longitudinale si intra in echilibru indiferent.

Este pozitia cea mai din spate a C.G. la care avionul mai este inca stabil pentru a face posibil pilotajul. Centrajul limita spate – mai mic decat CC cu 5 ÷ 10%;

La aterizare, datorita bracarii flapsurilor, se creaza momente de picaj, care cauta sa micsoreze unghiul de incidenta si care se anuleaza din ampenajul orizontal.

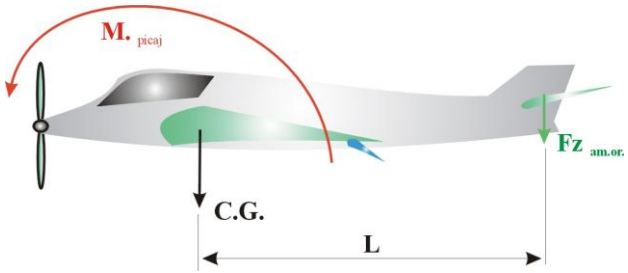


Fig 7.13.

Cu cat C.G. este mai in fata, cu atat stabilitatea longitudinala a avionului creste dar scade maneabilitatea longitudinala.

Cu cat C.G. se afla mai in spate cu atat stabilitatea longitudinala a avionului va scade, iar daca C.G. trece in spatele centrajului catre C.C. atunci avionul devine instabil longitudinal.

La deplasarea C.G. catre spate, scade stabilitatea longitudinala dar creste maneabilitatea longitudinala.

Factori de influenta:

In functie de destinatia avionului se pozitioneaza C.G. pentru a fi avioane maneabile (aviatia militara) si avioane mai stabile (avioane de transport).

Suprafata stabilizatorului – stabilizatorul asigura stabilitatea longitudinala. Cu cat suprafata stabilizatorului este mai mare cu atat stabilitatea longitudinala va creste.

Viteza de zbor – daca V_{zbor} va creste, cresc fortele aerodinamice si atunci se va imbunatati stabilitatea longitudinala.

7.5.2 Stabilitatea transversala

Stabilitatea transversala este propietatea avionului de a reveni la pozitia initiala fara interventia pilotului, dupa incetarea actiunii unei forte perturbatoare externe, care determina inclinarea avionului pe aripa (a fost stricat echilibrul transversal).

Factori de influenta:
unghiul de incidenta al aripii avionului
– avionul are stabilitate buna atunci cand unghiul de incidenta este mai mic.
– in cazul incidentei critice si supercritice avionul este instabil.

Daca $\alpha < \alpha_{critic}$, rezulta ca avionul este stabil transversal, iar acest lucru cuprinde doua etape:

Etapa I – in care genereaza momente de franare in timpul inclinarii avionului pe o aripa, adica in timpul rotirii in jurul axei longitudinale. Diferenta de portanta da un moment care poate roti avionul in jurul axei longitudinale, numit moment de franare. Apare atunci cind avionul se roteste in jurul axei longitudinale. Dupa incetarea rotatiei (datorita incetarii actiunii momentului de franare) avionul ramane intr-o pozitie inclinata.

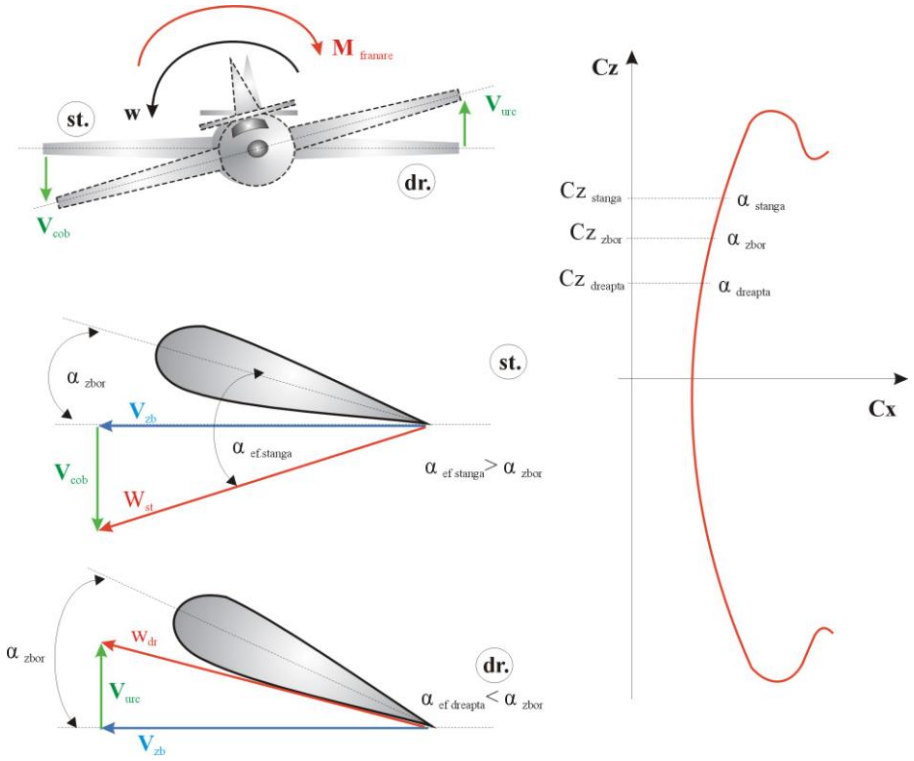


Fig 7.14.

Etapa II – in care genereaza momentele stabilizatoare – oricare inclinatie este insotita de alunecarea avionului, deci va apare o viteza de alunecare care face ca varful aripii sa se comporte ca un bord de atac. In acest caz va apare o portanta suplimentara care determina un moment stabilizator fata de centru de greutate al avionului, moment care il readuce in pozitia initiala.

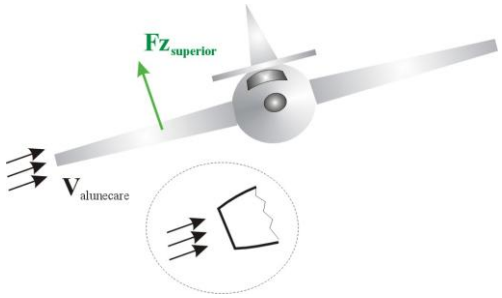


Fig 7.15.

Daca $\alpha > \alpha_{critic}$, va rezulta ca avionul este instabil transversal. Aripa poate intra in autorotatie (avionul intra in vrie). Comanda transversala se inverseaza; mansa actionata dreapta va rezulta o rotire a avionului spre stinga.

In acest caz apare un moment care are acelasi sens cu viteza de rotatie. Acest moment nu mai franeaza ci va accelera rotatia aripii.

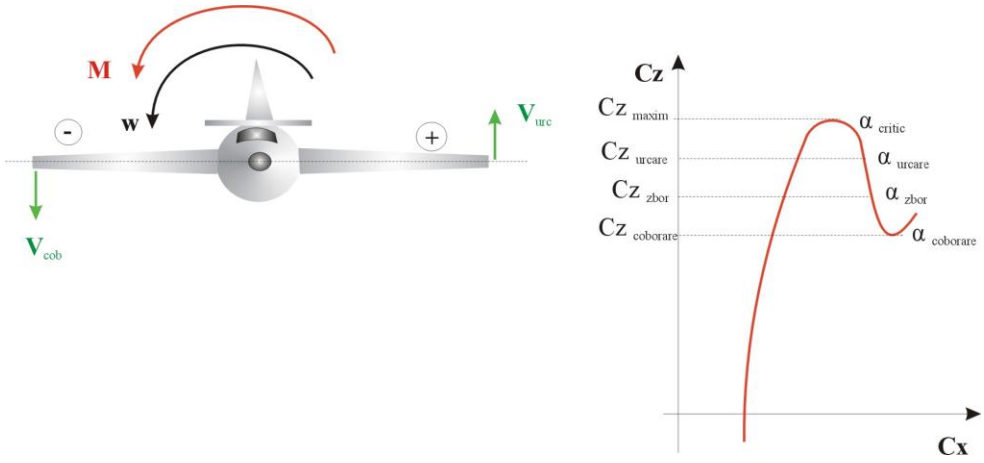


Fig 7.16.

Unghiul diedru al aripii – diedrul aripii imbunatateste stabilitatea transversala a avionului (Δ+), deoarece C.P. avind o deplasare mai mare in directia aripii inclinate se formeaza un moment stabilizator important care face ca avionul sa vina la pozitia initiala mai repede decat in cazul aripii fara diedru.

Δ + = mareste stabilitatea transversala;

Δ - = micsoreaza stabilitatea transversala (mareste maneabilitatea), iar in cazul unghiului diedru negativ actioneaza in sens contrar.

Viteza de zbor – in cazul miscarii rectilinii, viteza este functie de unghiul de incidenta. Cu cat unghiurile de incidenta sunt mai mari cu atit viteza va fi mai mica si invers. Daca V ↑, α ↓, de unde rezulta ca va creste stabilitatea transversala.

7.5.3 Stabilitatea in directie

Stabilitatea in directie este propietatea avionului de a reveni singur, fara interventia pilotului la pozitia de echilibru de directie, dupa incetarea actiunii unei forte perturbatoare externe care a stricat echilibrul de directie al avionului.

Factori de influenta:

a) suprafata derivei – cu cat suprafata derivei este mai mare cu atat stabilitatea de directie este mai buna.

b) lungimea fuselajului – cu cat lungimea fuselajului este mai mare cu atat stabilitatea de directie va fi mai buna.

c) viteza de zbor – la viteza mare, stabilitatea de directie mai buna.

d) centrajul – prin micsorarea centrajului stabilitatea de directie a avionului se imbunatateste datorita departarii derivei de axul de rotatie (care trece prin C.G.) si a maririi in felul acesta a momentelor stabilizatoare. In acelasi timp se reduce si influenta partii frontale a fuselajului.

7.5.4 Stabilitate statica

Un avion este stabil static daca dupa incetarea actiunii factorilor perturbatori externi, fortele si momentele care iau nastere au tendinta sa readuca avionul la pozitia initiala (nu exista o impunere a timpului de readucere).

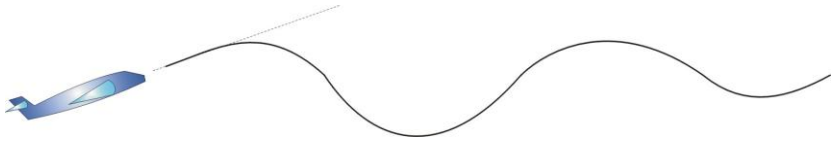


Fig 7.17.

Avionul isi mareste incidenta si dupa cateva oscilatii, revine la pozitia initiala intr-un timp nelimitat. Un avion care nu este static stabil isi mareste incidenta, dar nu mai revine la pozitia initiala.

7.5.5 Stabilitatea dinamica

Un avion este stabil dinamic daca dupa incetarea actiunii factorilor perturbatori externi, revine la pozitia initiala intr-un timp scurt.

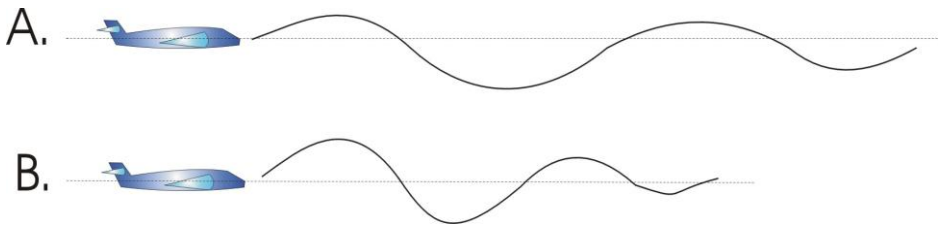


Fig 7.18. A. Avion stabil static si instabl dinamic.
B. Avion stabil dinamic, revine rapid la pozitia initiala

7.6 Maneabilitatea avionului

Maneabilitatea avionului este proprietatea avionului de a raspunde prompt la comenzi si de a-si schimba usor regimul de zbor la comenzile pilotului; Maneabilitatea poate fi:

a) longitudinala,
b) transversala si maneabilitate laterala,
c) de directie.

Maneabilitatea longitudinala

Maneabilitatea longitudinala este proprietatea avionului de a-si schimba usor incidenta de zbor, sau traiectoria in planul de simetrie, la bracarea profundorului.

Gradul maneabil longitudinal – modificarea incidentei (α) de zbor la bracarea profundorului cu un grad.

Factori de influenta:

a) centrajul avionului – prin micsorarea centrajului, maneabilitatea longitudinala se inrautateste datorita imbunatatirii stabilitatii longitudinale si invers, prin marirea centrajului maneabilitatea longitudinala se va imbunatati.
b) suprafata profundorului – prin marirea suprafetei profundorului maneabilitatea longitudinala se imbunatateste datorita cresterii fortelor aerodinamice care scot avionul din echilibrul longitudinal.
c) repartizarea maselor in lungul axei longitudinale a avionului – cu cat masele sunt mai departate de C.G., vor apare niste forte de inertie care se vor opune rotirii avionului, intarziind raspunsul avionului la comanda data.

Cu cat masele sunt mai apropiate de C.G., cu atat maneabilitatea este mai buna, deoarece momentele de inertie care apar sunt mici.

d) viteza de zbor – la o reducere mare a vitezei de zbor, ajungand pana la asa zisa „pierdere de viteza”, avionul devine nemaneabil. Daca viteza de zbor creste va creste si maneabilitatea avionului. Efortul la mansa variaza in functie de viteza de zbor.

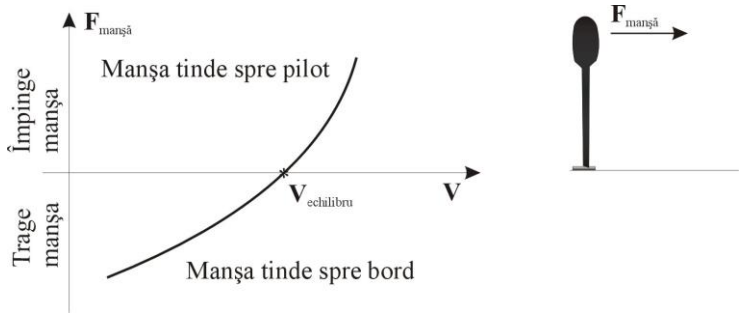


Fig 7.19.

La viteza de echilibru, efortul pe mansa va fi egal cu zero, adica avionul poate zbura la aceasta viteza cu mansa libera.

Maneabilitatea transversala

Maneabilitatea transversala este proprietatea avionului de a se inclina usor pe aripa la bracarea eleroanelor.

Factori de influenta:

a) suprafata eleroanelor – cu cat suprafata eleroanelor este mai mare, cu atat maneabilitatea transversala este mai buna.

b) anvergura aripii – bracarea diferentiata a eleroanelor permite maneabilitate buna atunci cand anvergura este mare.

c) repartizarea maselor in lungul axei transversale – masele departate de C.G. al avionului sau momente de inertie mari inrautatesc maneabilitatea.

d) incidenta de zbor – daca $\alpha > \alpha_{critic}$, rezulta inversarea comenzilor transversale.

Maneabilitatea de directie

Factori de influenta:

a) suprafata directiei – prin marirea suprafetei directie, maneabilitatea de directie se imbunatateste datorita cresterii fortelor aerodinamice care produc momente de rotire in jurul axei verticale.

$S_{deriva} > S_{directie} \rightarrow$ creste stabilitatea

$S_{deriva} < S_{directie} \rightarrow$ creste maneabilitatea

b) centrajul avionului – la micsorarea centrajului maneabilitatea de directie se inrautateste din cauza cresterii stabilitatii de directie.

c) repartizarea maselor in lungul axelor longitudinale si transversale – cu cat aceste mase sunt mai apropiate de C.G. al avionului cu atat fortele de inertie vor fi mai mici.

d) viteza de zbor – la viteza mare de zbor, maneabilitatea de directie a avionului creste.

Maneabilitatea laterala

Maneabilitatea laterala este o imbinare intre maneabilitatea transversala si maneabilitatea de directie.

Aceasta imbinare se caracterizeaza prin aceea ca la inclinarea mansei de catre pilot intr-o parte, avionul se inclina si in acelasi timp se intoarce singur inspre partea aripii inclinate. Fenomenul se datoreaza alunecarii care ia nastere si care face sa apara forte aerodinamice pe ampenajul vertical, care dau momente de rotatie.

Orice inclinare pe aripa este insotita de modificarea directiei si invers la o bracare a directiei avionul se va inclina in acelasi timp pe partea virajului.

CAPITOLUL 8.

8. Comenzile aeronavei

8.1 Generalitati

Toate avioanele au un sistem de comanda creat pentru a-i permite pilotului sa efectueze manevre cu avionul in timpul zborului in jurul celor trei axe.

Momentele (fortele de rotatie) necesare pentru indeplinirea acestui aspect sunt generate prin schimbarea elementelor curentului de aer din jurul suprafetelor portante, modificandu-le forma sau schimbandu-le pozitia.

Suprafetele de comanda pe care pilotul le poate misca sunt de obicei suprafete mobile in apropierea capetelor suprafetelor portante astfel incat sa aiba o parghie cat mai mare fata de centrul de gravitatie pentru a crea un moment al bratului cat mai mare si o eficacitate mare a comenzilor.

De obicei exista trei tipuri de sisteme de comanda principale si trei tipuri de suprafete de control astfel:

a) profundorul pentru control longitudinal ascendent-descendent, realizat prin miscarea inainte si inapoi a mansei;
b) eleroanele pentru controlul inclinarii laterale, realizat prin miscarea mansei in lateral;
c) directia pentru controlul directional in virajul unghiular realizat de miscarea palonierelor (doua pedale interconectate).

8.2 Profundorul

Pilotul controleaza profundorul prin miscarea inainte si inapoi a mansei – miscarea inainte duce profundorul in jos, ceea ce are ca efect impingerea avionului cu botul in jos, si miscarea inapoi a mansei misca profundorul in sus, ceea ce are efectul de a trage in sus botul avionului. Aceste miscari va vor deveni logice si instinctive.

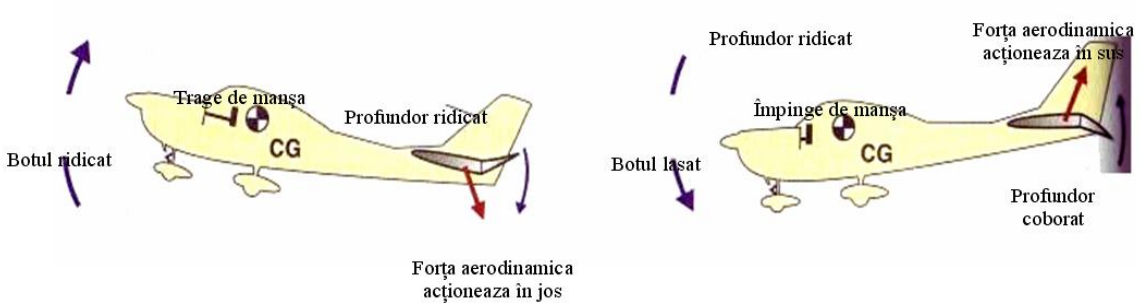


Fig 8.1. Profundorul

8.3 Eleroanele

Eleroanele sunt de obicei pozitionate la capetele bordului de fuga al fiecarei aripi. Ele actioneaza in sensuri opuse, unul se ridica in vreme ce celalalt coboara, astfel incat portanta generata de o aripa creste si portanta generata de cealalta aripa scade. Pilotul actioneaza eleroanele prin miscarea in lateral a mansei.

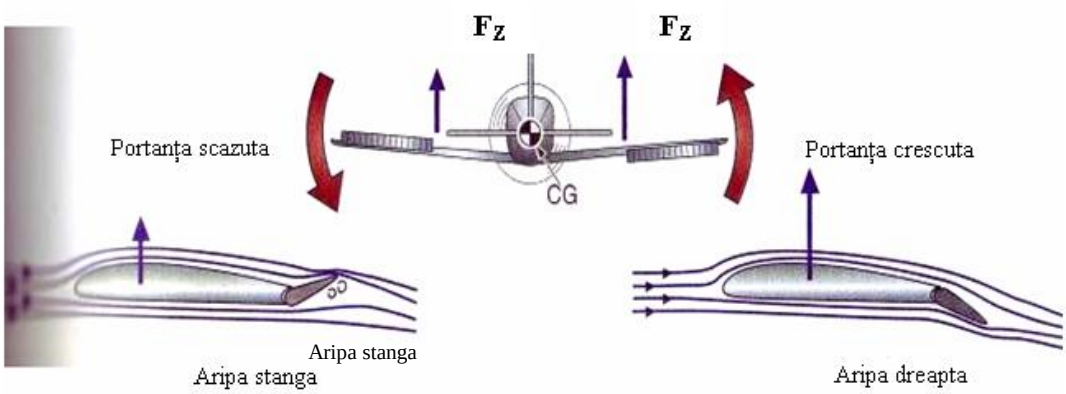


Fig 8.2. Eleroanele

Suprafetele de comanda primare care controleaza inclinarea laterala (rotirea dupa axa longitudinala) sunt eleroanele.

La actionarea lor apare un moment de rotatie in jurul axei longitudinale care se exercita asupra avionului.Valoarea momentului de rotire depinde de momentul bratului (in functie de distanta dintre CG si eleron) si de valoarea diferitelor forte portante. Notati ca, pentru ca o aripa sa se ridice, eleronul sau va fi deviat in sens descendent. Invers, pentru ca o aripa sa coboare, eleronul sau va fi deviat in sens ascendent.

8.4 Directia

Orice crestere a curentul de aer care actioneaza asupra directiei, cum ar fi cel creat de elice, o face mai eficienta. Pe masura ce curentul de aer al elicei merge in spirala in jurul fuselajului, loveste o latura a ampenajului vertical la un unghi diferit de al celeilalte.

Forma suprafetei portante a ampenajului vertical este de obicei simetrica, cu toate acestea la unele avioane propulsate de elice stabilizatorul vertical poate avea o usoara compensare constructiva sau cu o structura putin asimetrica pentru a echilibra efectul curentului de aer al elicei in timpul zborului.

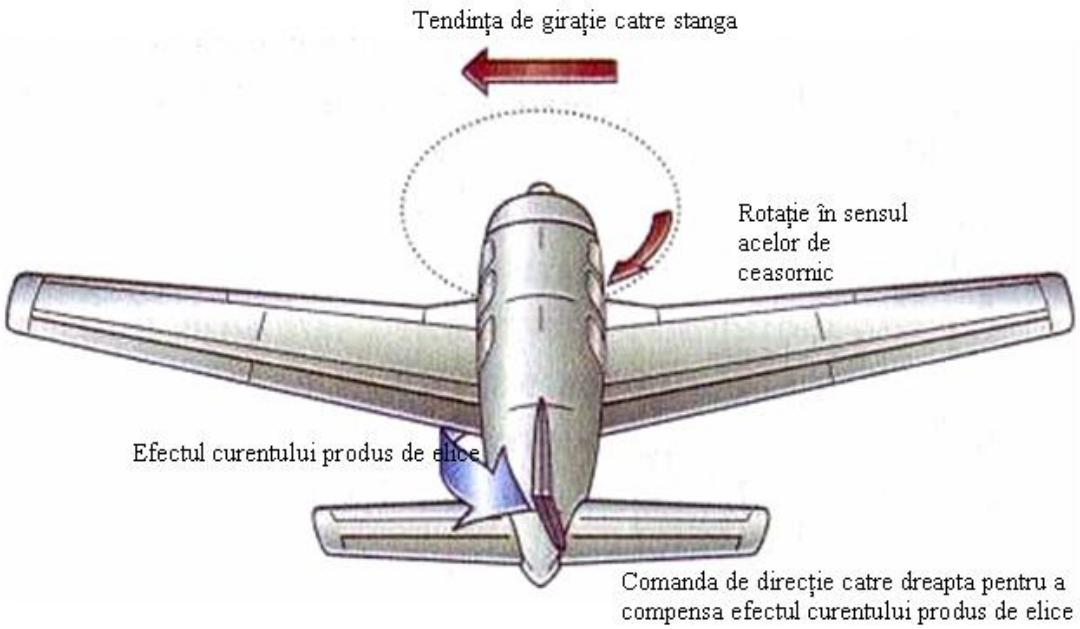

Tendința de giratie catre stanga
Rotație în sensul acelor de ceasornic
Efectul curentului produs de elice
Comanda de direcție catre dreapta pentru a compensa efectul curentului produs de elice

Fig 8.3. Directia

Daca curentul de aer al elicei care actioneaza asupra stabilizatorului vertical si directiei se schimba, atunci bracarea directiei trebuie schimbata pentru a o echilibra. Acest aspect este observabil indeosebi la o putere mare a motorului si o viteza a aerului scazuta, asa cum se intampla in timpul decolarii.

Placuta fixa de compensare

Unele avioane mai vechi au o placuta de metal flexibil (duraluminiu care poate fi reglata la sol) fixa amplasata la bordul de fuga al suprafetei de comanda.

Daca se constata ca avionul in zbor, are tendinta de a zbura inclinat, se modifica pozitia acestei placute de la eleron in sensul necesar anularii acestui

efect nedorit. Aceasta modificare ar putea fi facuta doar la sol si eficienta sa poate fi stabilita doar prin testarea in timpul zborului.

8.5 Flapsurile

Intr-o anumita faza de zbor precum decolarea si aterizarea este de dorit sa aveti o aripa care are o capacitate de portanta crescuta (un coeficient crescut de portanta), care sa permita viteze mai reduse de zbor.

Fig 8.4. Flapsurile

Scopul principal al flapsurilor este acela de a oferi o portanta necesara la o viteza a aerului scazuta. In alte momente este convenabil sa aveti o rezistenta la inaintare crescuta pentru a incetini avionul sau a-i creste rata de coborare.

Metodele care fac acest lucru sunt nominalizate ca fiind *cresterea portantei* si *cresterea rezistentei la inaintare*.

Producerea de mai multa portanta de la o aripa are beneficii evidente. Intr-un zbor rectiliniu la orizontala greutatea este echilibrata de portanta:

$$Portanta = Greutate = C_{Portanta} \times \tfrac{1}{2} \rho V^2 \times S$$

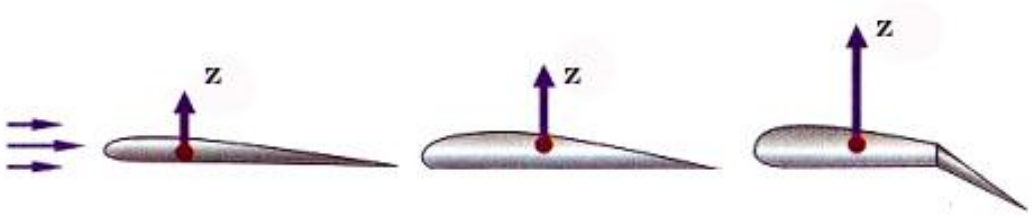


Fig 8.5. Cresterea portantei

Daca este folosita vreo modalitate de a schimba suprafata portanta de baza intr-o forma care are un $C_{x\ maxim}$ crescut si posibil o suprafata crescuta a aripii S, atunci portanta necesara poate fi generata la viteze mult mai reduse.

Cand $C_{z\ maxim}$ este atins langa unghiul de atac critic, portanta necesara va fi generata la o viteza a aerului mult mai scazuta. Cand acest unghi este atins in cele din urma, viteza aerului este mult mai scazuta decat pentru aripa "nemodificata". Asta inseamna ca toate celelalte viteze care sunt raportate la viteza limita, cum ar fi viteza de decolare, viteza de apropiere, viteza de aterizare, etc, vor fi mai scazute – o situatie mai sigura care permite folosirea unor distante de decolare si aterizare mai scurte.

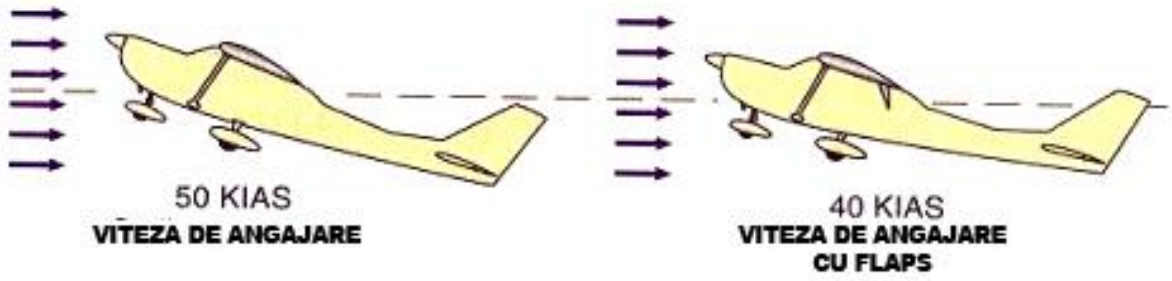


Fig 8.6. Viteza de angajare scade la utilizarea flapsului

Cresterea lui $C_{z\ maxim}$ cu dispozitive de hipersustentatie(inalta portanta)

Exista doua tipuri principale de dispozitive de hipersustentatie care sunt capabile sa creasca $C_{z\ maxim}$:

a) voleti si fante – fie automat fie controlate de pilot.
b) flapsurile(controlate de pilot), care pot fi la bordul de fuga sau bordul de atac al aripii – majoritatea avioanelor au flapsuri la bordul de fuga.

Comenzile flapsurilor in cabina

Flapsurile aripilor sunt controlate din cabina de obicei prin una din urmatoarele posibilitati:

a) comutator electric, care permite ca orice pozitie a flapsului sa fie selectata de la "escamotat complet"(pozitia OFF) pina la "scos complet", cu pozitia exacta aratata pe un indicator din cabina; sau
b) un levier sau maner mecanic, care permite ca flapsul sa fie selectat pe anumite pozitii, aceasta fiind marcata pe un indicator la baza manerului.

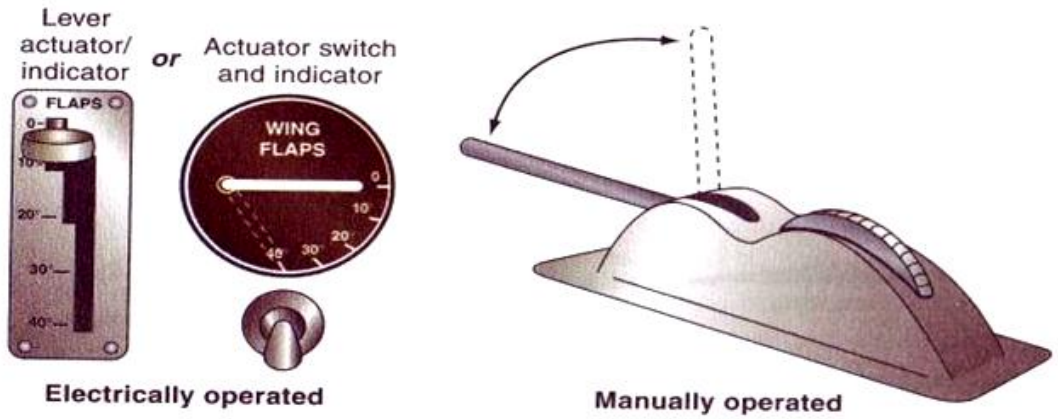


Fig 8.7. Comanda electrica si comanda manuala a flapsului

Cand levierul flapsului este folosit, suprafetele de comanda de pe ambele aripi se misca identic. Este bine sa controlati atent flapsurile in timpul inspectiei externe de dinaintea zborului sa va asigurati ca sunt atasate in siguranta, ca se extind in aceeasi masura si ca suprafetele lor (si ale aripii) nu sunt avariate.

Flapsurile de la bordul de fuga al aripii

Flapsurile modifica curbura suprafetei portante. O suprafata portanta proiectata pentru a oferi o portanta mare are o linie de curbura mare (linia echidistanta intre suprafata superioara si cea inferioara) – si cu cat linia de curbura este mai mare, cu atat este mai mare capacitatea de portanta a aripii.

Printr-o *aripa de portanta mare* intelegem o aripa care poate produce portanta necesara la o viteza a aerului cit mai scazuta.

Majoritatea suprafetelor portante de mare viteza au o linie de curbura mica care este destul de dreapta si abia indoita. Daca bordul de fuga sau bordul de atac pot fi rabatate descendent, atunci rezulta o sectiune a suprafetei portante arcuite mult mai mare – ceea ce inseamna ca poate produce portanta necesara la o viteza a aerului mai redusa, adica a devenit o aripa de portanta mare.

In principiu toate avionele au flapsuri la bordul de fuga al aripii. Avioanele mai mari, in special cele cu aripi in sageata, au si flapsuri la bordul de atac. Acestea au o functie asemanatoare cu flapsurile de la bordul de fuga in sensul ca cresc curbura aripii, si astfel ii cresc eficienta in producerea portantei.

Efectele flapsurilor

Cresterea curburii aripii va produce cresterea portantei (mai multa portanta la aceeasi viteza a aerului sau aceeasi portanta la o viteza a aerului mai scazuta).

Efectul initial la coborirea flapsurilor este de a genera o portanta crescuta. Daca pilotul nu coboara botul avionului pentru a scadea unghiul de atac, avionul va efectua o urcare de scurta durata si neplacuta – o “umflatura”. Este doar de

scurta durata pentru ca in urmatorul moment cresterea rezistentei la inaintare reduce viteza avionului si prin urmare forta portanta scade.

Coborarea flapsului mareste valoarea portantei.

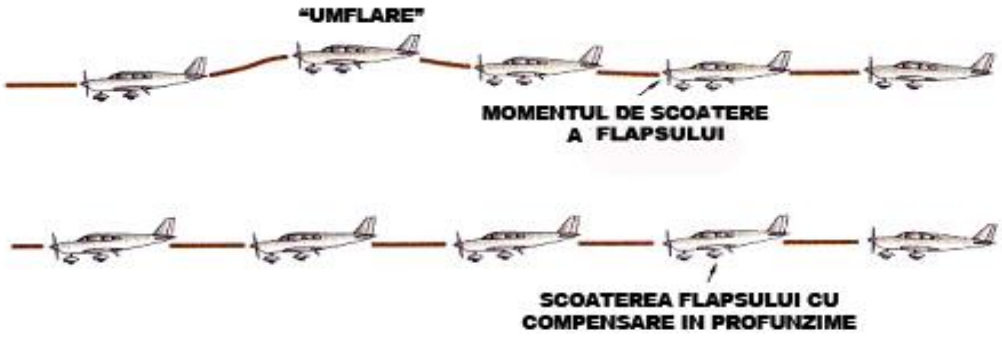


Fig 8.8. Scoaterea flapsului

Atitudinea avionului (inclinarii fata de axa transversala)

Din cauza cresterii curburii aripii datorata coboririi flapsurilor la bordul de fuga , centrul de presiune se muta catre in spate pe masura ce flapsurile sunt coborate mai mult, modificind astfel cuplul portanta – greutate. Cuplul tractiune – rezistenta la inaintare poate fi de asemenea modificat datorita schimbarii rezistentei la inaintare. Efectul de picaj-cabraj rezultant va fi diferit de la un tip de avion la altul in functie de cuplul care predomina: portanta-greutate,botul avionului in jos(picaj) sau tractiune-rezistenta la inaintare ,cabraj.

De obicei coborarea(scoaterea) flapsurilor produce coborarea botului avionului.

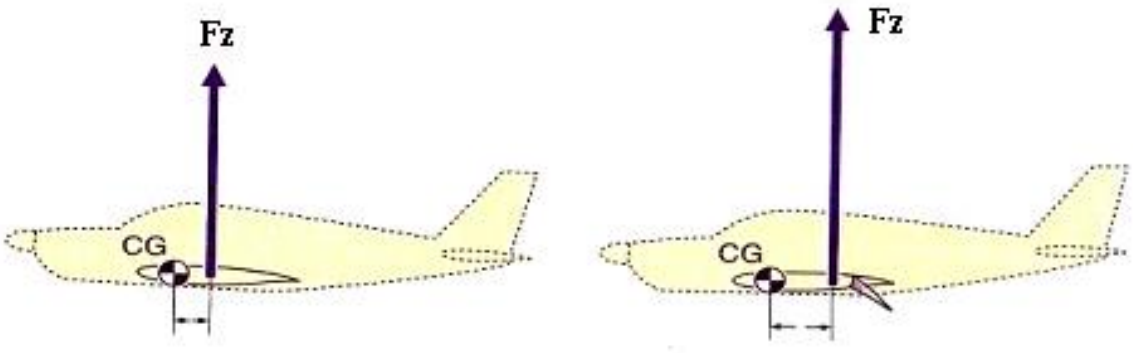


Fig 8.9. Momentul indus de scoaterea flapsului

Micsorarea raportului portanta/rezistenta la inaintare

Cand flapsurile sunt coborate portanta creste, dar la fel se intampla si cu rezistenta la inaintare. Cand avem in vedere ca majorarea unghiurilor de atac ofera cel mai bun raport portanta/ rezistenta, cresterea rezistentei la inaintare este proportional mult mai mare decat cresterea portantei, adica raportul $\mathbf{F_z}$ / $\mathbf{F_X}$ este cu atat mai mic cu cat flapsul este mai mult coborat.

Ca rezultat al unei proportii $\mathbf{F_z}$ / $\mathbf{F_X}$ mai scazute, avionul nu va plana la fel de departe cu flaps scos ca atunci cand acesta ar fi complet escamotat, si nici nu va avea o rata de urcare mai mare. De asemenea, va necesita mai mult combustibil pentru a se deplasa pe aceeasi distanta – daca alegeti sa zburati cu flapsul scos.

Flapsul coborat scade valoarea raportului portanta/rezistenta la inaintare($\mathbf{F_z}$ / $\mathbf{F_X}$*)*

Rezistenta la inaintare crescuta

Pe masura ce flapsul este coborat(scos),rezistenta la inaintare, ca si portanta, creste. In prima faza a coborarii flapsului, portanta creste destul de mult cu o oarecare crestere a rezistentei la inaintare. In fazele urmatoare ale scoaterii flapsului, cresterea rezistentei la inaintare este mult mai mare.

Cand flapsurile sunt scoase, din cauza ca rezistenta la inaintare creste, viteza va incepe sa scada daca nu este marita puterea motorului sau daca rata de coborare nu este crescuta – sau ambele.

Coborarea flapsurilor creste rezistenta la inaintare.

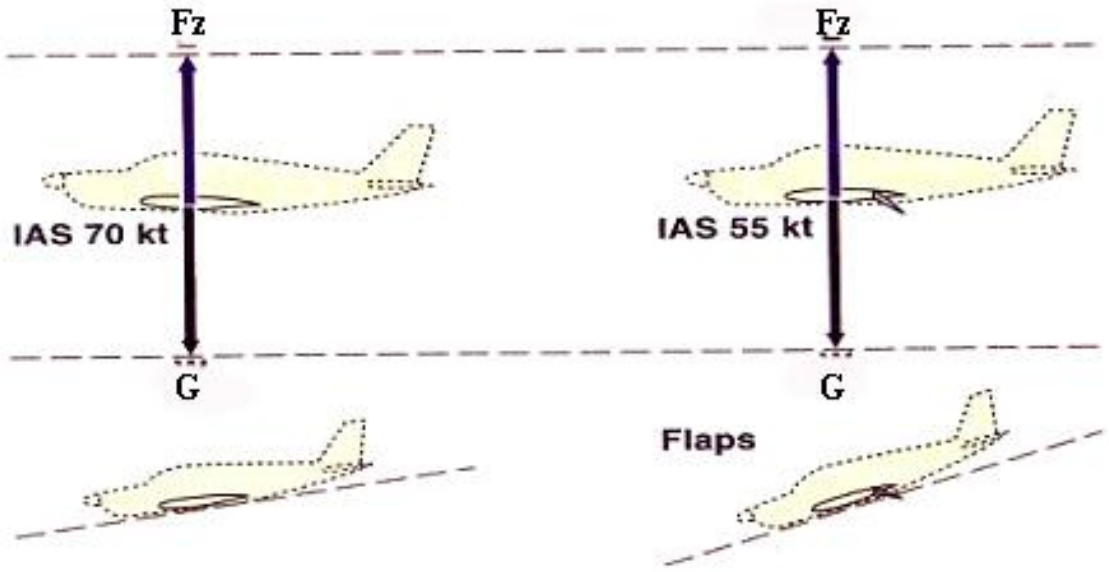


Fig 8.10. Cresterea rezistentei la inaintare prin scoaterea flapsului

Unghi de atac critic scazut

Unghiul de atac este masurat comparativ cu linia corzii aripii “fara flapsuri scoase”. Aceasta inseamna ca exista o linie de referinta constanta in comparatie cu care sa masurati unghiul de atac in toate etapele zborului.

Flapsurile de la bordul de fuga nu se extind de-a lungul intregii aripi, ci de obicei doar de-a lungul portiunii de langa fuselaj. Flapsurile sunt coborate simultan si simetric pe ambele laturi ale avionului.

Cu flapsurile coborate, unghiul critic de atac este mai mic decat unghiul critic de atac atunci cand aripa este cu flapsurile escamotate. Veti observa in acest caz ca avionul va avea o atitudine cu botul mai coborat la o viteza scazuta cu flapsurile coborate decat atunci cand are flapsurile escamotate.

Nu confundati unghiul de atac cu atitudinea caci ele reprezinta doua lucruri diferite. Atitudinea avionului nu are nici o legatura cu unghiul de atac in timp ce avionul efectueaza diferite manevre in zbor. Atitudinea este unghiul avionului fata de orizontala si unghiul de atac este unghiul fata de curentul de aer.

Coborarea flapsului scade valoarea unghiului de atac critic.

Fig 8.11.

Flapsurile la decolare

Coborand partial flapsurile la pozitia de decolare recomandata(specificata in Manualul de Zbor) puteti obtine un plus de portanta fiind un avantaj fata de o rezistenta la inaintare scazuta. Cresterea coeficientului de portanta(C_Z) inseamna ca valoarea necesara a portantei poate fi obtinuta la o viteza mai scazuta si ca valoarea vitezei limita este micsorata. Acest lucru permite avionului sa zboare la o viteza mai mica si ca rulajul pentru decolare sa fie scurtat, desi rezistenta la inaintare este intr-o usoara crestere.

Panta de urcare cu si fara flaps va diferi de la un avion la altul, iar pentru un avion anume va diferi in functie de cantitatea de flaps selectata.

Daca scoateti flapsul la un unghi mai mare decat este recomandat pentru decolare, atunci veti obtine o rezistenta la inaintare crescuta cu o foarte mica imbunatatire a portantei. Aceasta rezistenta la inaintare foarte crescuta la extinderile mai mari ale flapsului va scadea rata de accelerare in timpul rulajului pe sol la decolare si va diminua performanta la urcare.

Managementul flapsurilor la decolare

Alegeti o setare adecvata a flapsurilor pentru decolare, asigurati-va ca va puteti incadra in limita distantei disponibile de rulaj pentru decolare (TORA-este mentionata in AIP la capitolul date despre aerodrom si nu aveti obstacole pe directia de decolare,incadrindu-va in limitele pantei de urcare prescrise de TODA (distanta disponibila la decolare pina la atingerea inaltimii de 50ft-din AIP).In zbor,pe panta de urcare inainte de escamotarea flapsului asigurati-va ca aveti inaltimea recomandata in Manualul de Zbor,cat si viteza corespunzatoare noii configuratii Daca flapsurile sunt retrase la o viteza prea mica, aripa cu flapsul escamotat (sau aripa cu mai putin flaps daca le retrageti in etape) produce mai putina portanta, si daca este insuficienta pentru a sustine avionul, il va face sa piarda din inaltime(sa se infunde)putand ajunge chiar la viteza limita.

Pe masura ce escamotati flapsul avionul va tinde sa se"infunde" din cauza reducerii portantei pe care o produce aripa. Pentru a contracara aceasta infundare, trebuie sa ridicati botul avionului si sa mariti unghiul de atac. Daca nu ridicati botul avionului pentru a compensa pierderea de portanta pe masura ce flapsul intra, avionul se va infunda pana ce va acumula suficienta viteza pentru a compensa portanta redusa.

Cand retrageti flapsul, reducerea de curbura la capatul aripii muta centrul de presiune catre inainte si exista si o modificare a rezistentei la inaintare. Exista de obicei o tendinta ca botul avionului sa se incline, caz in care este necesara retrimerarea lui. Daca mariti puterea motorului inspre o viteza mai mare de urcare sau de zbor, va mai fi necesara o retrimerare(echilibrare) pe masura ce viteza creste.

Pentru a obtine aceeasi portanta in situatia in care zburati fara a folosi flapsurile, atitudinea avionului trebuie sa fie cu botul mai sus. Prin ridicarea usoara a botului pe masura ce flapsurile sunt retrase ,C_Z generat ramane aproximativ acelasi, si astfel avionul nu pierde din inaltime. Chiar daca portanta este aceeasi, C_x va fi redus datorita retragerii flapsurilor, si aceasta reducere a rezistentei la inaintare permite avionului sa-si majoreze viteza.

Flapsurile pe timpul aterizarii

Coborarea flapsurilor pentru aterizare permite aripii, datorita cresterii C_z ,sa genereze portanta necesara la o viteza mai redusa si prin urmare face posibila o viteza de apropiere mai redusa. Viteza limita(critica) este scazuta semnificativ datorita cresterii coeficientului de portanta(C_z) si de asemenea viteza de aterizare, care trebuie sa fie cel putin 1,3 V_{Limita} in configuratia apropierii pentru aterizare (30%mai mare decat viteza limita).

Exista unele aspecte care trebuie luate in considerare inainte de a scoate flapsurile:

a) Viteza – asigurati-va ca nu scoateti flapsul la o viteza prea mare – Manualul de Zbor specifica viteza maxima de extensie a flapsului (V_{FE});
b) "Umflatura"– pe masura ce flapsul este scos,C_z va creste si avionul va avea tendinta de a fi"umflat" daca nu este contracarat cu o atitudine cu botul mai jos.

c) Atitudinea de cabraj-picaj – cand coborati flapsul exista de obicei o tendinta ca botul avionului sa se incline. Ar trebui sa va stabiliti si sa mentineti atitudinea dorita, si apoi sa echilibrati zborul pe panta de aterizare cu ajutorul mansei si palonierelor. Notati de asemenea ca datorita cresterii rezistentei la inaintare (cu flapsurile coborate) avionul va necesita setari de putere mai multe pentru a mentine viteza si altitudinea sau pentru a mentine o rata de coborare sigura. Daca doriti un unghi de coborare mai abrupt(unghi de panta mare,scurtarea acesteia), atunci coborarea mai mult a flapsurilor (si nefolosirea puterii motorului) va asigura acest lucru.

Scoaterea flapsurilor creste vizibilitatea pilotului

Cu flapsurile de la bordul de fuga al aripii scoase, atitudinea avionului va fi cu botul mai jos. Aceasta imbunatateste vizibilitatea pentru pilot – care este in special importanta in timpul apropierii de sol si a aterizarii.

Uneori este nevoie de un *zbor precaut*. Acesta este un zbor cu viteza redusa, de exemplu, cand vreti sa supravegheati activitatea de pe pista si din jurul ei, sau cand vreti sa aterizati atunci cand este vizibilitate redusa (care ar trebui evitata). Coborarea partiala a flapsurilor permite un zbor cu viteza mai mica,apropiata de zona vitezei limita si vizibilitate crescuta din cabina.

Fig 8.12.

Tipuri de flapsuri amplasate la bordul de fuga al aripii

Exista diferite tipuri de flapsuri care pot fi gasite pe avioanele usoare. Ele includ:

Flapsuri simple

Flapsuri incastrate in profilul aripii

Flapsuri cu fanta, care permit trecerea curentului de aer cu o viteza marita de dedesubtul aripii si deasupra suprafetei superioare a flapsului, intirziind astfel pierderea de viteza.

Flapsuri culisante Fowler, care se misca atat inapoi cat si in jos, crescind astfel suprafata aripii si curbura.

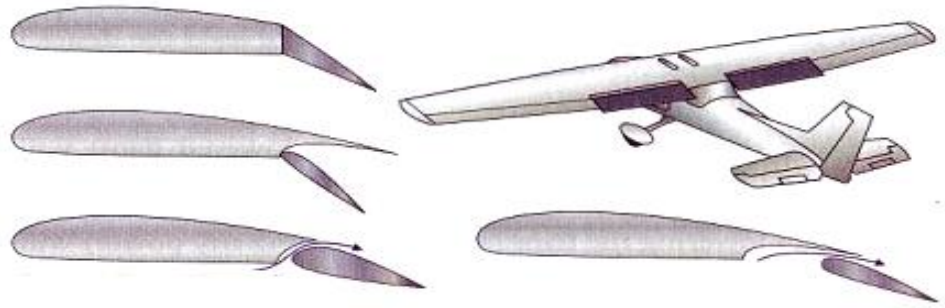


Fig 8.13.

Dispozitive la bordul de atac al aripii.

La unghiuri de atac ridicate curentul de aer se indeparteaza (sau se separa) de zona superioara a aripilor si devine turbulent. Aceasta duce la o situatie de pierdere de viteza care reduce mult capacitatea de portanta a aripii.

Unele avioane au dispozitive la bordul de atac care fac ca fileurile de aer cu o presiune ridicata de dedesubtul aripii sa treaca printr-un spatiu ingustat, deasupra zonei superioare a aripii, intirziind astfel separarea fileurilor de aer si pierderea in viteza si permitind avionului sa zboare la un unghi de atac mai mare si o viteza redusa. Acest lucru poate fi realizat cu un volet la bordul de atac care formeaza partea superioara a bordului de atac al aripii in zbor normal, dar care pot fi extinse inainte si/ sau in jos pentru a forma o fanta.

Unele aripi au *fante fixe* care sunt construite efectiv pe bordul de atac al aripii dar acest tip este mai putin folosit deoarece acestea dau o rezistenta la inaintare ridicata la viteze de zbor normal. La un avion performant acest lucru ar fi inacceptabil si astfel sunt folosite tipurile de *fante mobile* (extensibile).

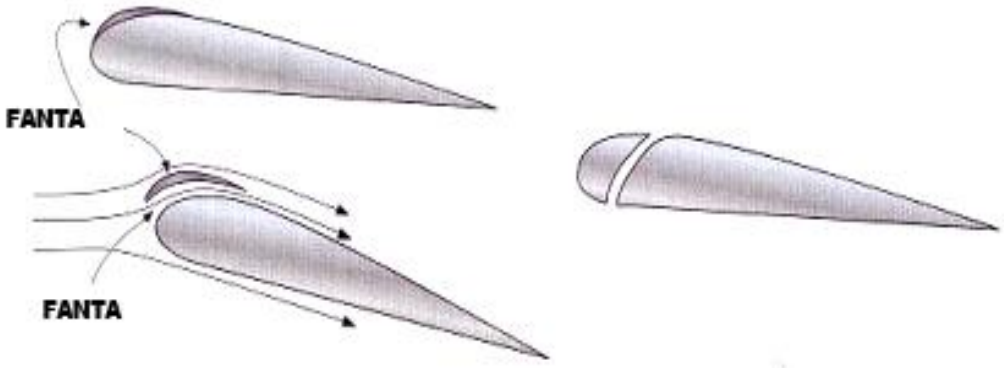


Fig 8.14.

Spoilere(distrugatoare de portanta)

Majoritatea avioanelor de transport cu reactie moderne si planoarele au spoilere pe zonele superioare ale aripilor . Acestea sunt suprafete de comanda rabatabile care,atunci cand sunt extinse, modifica curentul de aer de pe zona superioara a aripii, astfel scazind portanta si crescand rezistenta la inaintare.

Pilotii folosesc spoilerele pentru a reduce viteza si/sau pentru a face panta de coborare mai abrupta fara sa creasca viteza avionului.

La avioanele cu reactie mari, pilotii folosesc spoilerele pentru a controla inclinarea laterala a avionului in timpul zborului, si la aterizare dupa atingerea solului, pentru a anula portanta si pentru a duce toata greutatea pe roti, facind astfel franele rotii mai eficiente.

8.6 Trimere

Un avion este *trimerat (echilibrat),* nu urca-coboara,nu se inclina stinga-dreapta sau nu are miscari laterale ale botului(nu “trage” in niciuna din cele trei directii), atunci cand mentine o atitudine de zbor constanta fara ca pilotul sa fie nevoit sa exercite vreo presiune continua pe o suprafata de comanda.

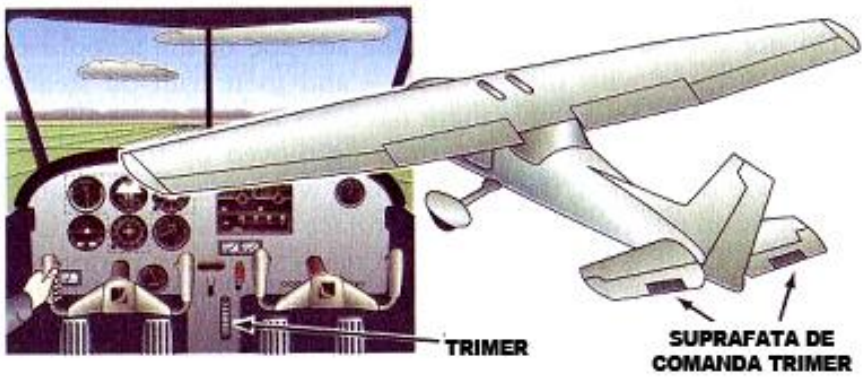


Fig 8.16. Trimere

Un avion trimerat corespunzator este mult mai placut de pilotat decat un avion netrimerat. Pilotul trebuie sa depuna efort numai pentru a manevra avionul si nu pentru a mentine o atitudine sau o directie de zbor. Functia trimerului este aceea de a reduce momentul la nivelul liniei punctelor de prindere al suprafetei de comanda la aproximativ zero pentru o anume atitudine de zbor, astfel incat avionul sa zboare singur si a va mentine “cu mainile jos”.

Aproape toate avioanele au un trimer de profundor; multe avioane usoare monomotoare si toate avioanele cu mai multe motoare au trimer de directie, si cele mai moderne avioane au un trimer de eleron.

Trimerele pot diferi ca solutii constructive – de la simple benzi de metal care pot fi reglate la sol, sau resorturi care pot genera o forta de compensare pe

comenzile din cabina, pentru a modifica pozitia suprafetelor de comanda a trimerelor pe care pilotul le poate manevra din cabina, de obicei printr-o rozeta sau pirghie de reglaj, si care pot fi mecanice sau electrice. Benzile de metal pot fi gasite pe un eleron la unele tipuri de avioane si pot fi modificate dupa un zbor-test pentru a face ca aripile in timpul zborului sa nu genereze o inclinare continua si sa nu necesite ca pilotul sa tina mansa presata in permanenta in partea inversa.

La majoritatea avioanelor usoare, trimerele sunt actionate mecanic de o rozeta de reglaj care actioneaza in sens obisnuit(rotita catre in fata,avionul coboara botul si invers). De exemplu, daca pilotul apasa inainte mansa pentru a mentine o atitudine dorita, atunci, va misca spre inainte comanda trimerului de la profundor treptat pana cand avionul isi mentine atitudinea dorita fara sa mai fie nevoie de vreo presiune continua pe mansa.

Daca comanda trimerului este electrica, atunci comutatorul va fi actionat in sensul dorit atit cit este necesar pentru echilibrarea avionului dupa care el revine singur inspre pozitia neutra .

Metoda de trimerare este aceea de a constata pe timpul zborului daca avionul manifesta vreo tendinta de cabraj-picaj, inclinare laterala sau miscare laterala a botului cu aspect continuu, si apoi sa efectuati operatiunile de echilibrare. In timp ce actionati trimerul, presiunea pe comanda din cabina scade treptat pana cand ajunge la zero.

Nu folositi trimerul pentru a schimba atitudinea avionului intrucit nu acesta este rolul lui. Schimbati atitudinea cu ajutorul profundorului – si apoi efectuati reglajul cu trimerul de indata ce zborul stabil a fost realizat.

Desi suprafata de comanda poate fi mutata de pilot pentru a manevra avionul, suprafata de comanda a trimerului va ramane in aceeasi pozitie fixa fata de aceasta pana cand pilotul decide sa retrimereze avionul. Exista o conditie la acesta operatiune – unele suprafete de comanda folosite la echilibrarea zborului indeplinesc o functie dubla, atat ca trimer cit si de compensator aerodinamic pe masura ce suprafata de comanda se misca. Pozitia sa medie va fi reglata de pilot si va varia in jurul acestei pozitii in mod automat pentru a servi celeilalte functii ale sale, aceea de a echilibra suprafata de comanda. Acest lucru este tipic pentru o suprafata de compensare.

Avionul isi va mentine pozitia dupa trimerare pana cand puterea motorului se schimba, sau se modifica viteza avionului, sau se muta pozitia centrului de gravitatie. Atunci pilotul ar trebui sa-l retrimereze. Aeronavele care au stabilizatorul orizontal si profundorul dintr-o singura bucata au de obicei trimerul de profundor incorporat astfel incat directionarea muta intreaga suprafata.

8.7 Compensarea gravimetrica (masica)

La viteze ridicate unele suprafete de comanda au tendinta de a “vibra(flutura) din aripi” fenomen denumit *flutter*. Aceasta vibratie rezulta din

schimbarile in distribuirea presiunii deasupra suprafetei pe masura ce unghiul sau de atac este schimbat.

Compensarea gravimetrica previne fenomenul de flutter.

Daca o parte a structurii incepe sa vibreze (si suprafetele de comanda sunt de obicei susceptibile la asa ceva) atunci aceste oscilatii pot atinge repede proportii periculoase. Pentru a evita aceasta tendinta de a oscila, proiectantul trebuie sa schimbe distributia masei suprafetei.

Scopul *compensarii gravimetrice* nu este sa echilibreze suprafetele de comanda in sensul de a ramane la acelasi nivel, ci a schimba distributia masei pe suprafata de comanda pentru a evita orice vibratii.

Compensatorul gravimetric este plasat inaintea liniei formate de punctele de prindere a suprafetei de comanda pentru a aduce CG al acesteia pana la nivelul ei sau chiar putin peste ea catre in fata. La compensatoarele aerodinamice de tipul"balamalei inserate" sau la cele care sunt prevazute cu prelungiri catre in fata la extremitati, aceasta masa poate fi usor incorporata in acea parte in fata liniei de prindere, dar la altele masa trebuie plasata pe un brat care trebuie amplasat inaintea acestei linii de legatura. Distribuirea masei pe suprafetele de control este foarte importanta.

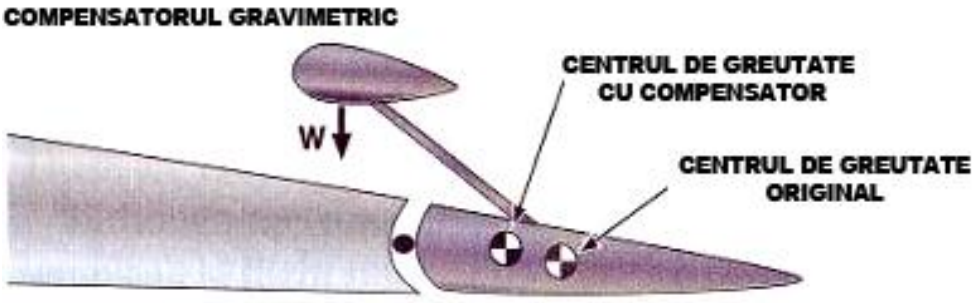


Fig 8.17. Compensatorul gravimetric

Placuta mobila anti-echilibru

Datorita functiei lor combinate, stabilizatoarele integrale (stabilizator orizontal si profundor inclus) au o suprafata mult mai mare decat numai profundoarele separat si astfel produc un efect mai "puternic" la actionarea comenzilor, adica miscarile mici pot produce forte aerodinamice mari. Pentru a nu permite pilotilor efectuarea unor manevre ample in special la viteze mari, un stabilizator include adesea o placuta mobila anti-compensare(echilibru).

O astfel de placuta mobila anti-echilibru se misca in aceeasi directie cu bordul de fuga al stabilizatorului integral si genereaza o forta aerodinamica care face sa fie mai greu de miscat de catre pilot.

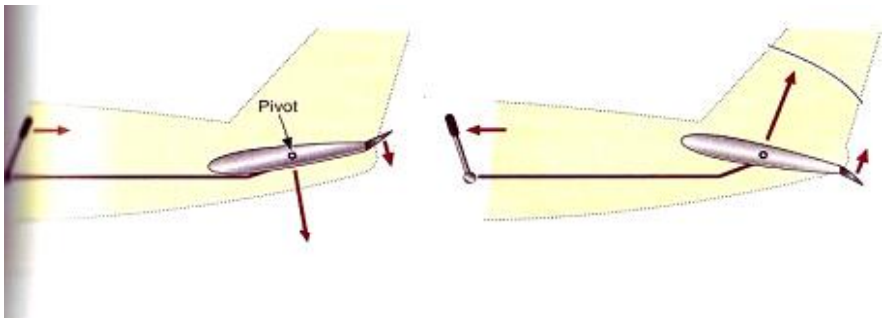


Fig 8.18.

Miscarea corecta a placutei mobile anti-echilibru poate fi verificata in inspectia de dinaintea zborului miscind bordul de fuga al stabilizatorului integral si observind daca placuta mobila anti-echilibru se misca in aceeasi directie.

CAPITOLUL 9.

9. Zborul rectiliniu la orizontala

9.1 Generalitati

In timpul zborului rectiliniu la orizontala avionul se afla in echilibru.

Aceasta inseamna ca toate fortele care actioneza asupra sa se afla in echilibru si ca nu exista nici o forta rezultanta care sa-i modifice aceasta stare. Accelerarea reprezinta o crestere in viteza sau o schimbare in directie, sau ambele. In zborul rectiliniu la orizontala, avionul nu este fortat sa schimbe nici viteza nici directia**.**

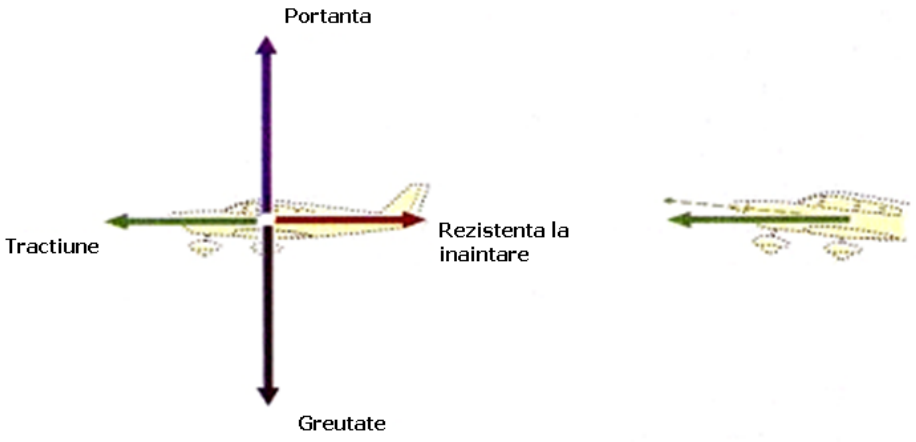


Fig 9.1.

Cele patru forte principale care actioneaza asupra avionului sunt portanta, greutatea, tractiunea si rezistenta la inaintare.

Presupunem ca tractiunea actioneaza in directia zborului. Fiecare din cele patru forte principale are propriul sau punct de actiune:

- Portanta prin centrul de presiune;
- Greutatea prin centrul de gravitatie;
- Tractiunea si rezistenta la inaintare in directii opuse, paralele cu directia zborului, prin puncte care variaza cu atitudinea si proiectarea avionului.

Presupunem ca forta tractiune de la motor – elice actioneaza in directia zborului, desi nu se intampla asa intotdeauna. De exemplu, la un unghi de atac mare si la viteza redusa avionul are o atitudine cu botul ridicat cu axa elicei inclinata vertical pe directia orizontala a zborului. Aceasta presupunere ca tractiunea actioneza in directia zborului simplifica discutia in mod considerabil.
In zbor rectiliniu la orizontala:

Portanta = Greutate si Tractiunea = Rezistenta la inaintare

Fortele portanta – greutate au valoari mult mai mari decat fortele tractiune-rezistenta la inaintare.

9.2 Momentele de picaj-cabraj

Centrul de presiune (CP) si centrul de gravitatie (CG) variaza ca pozitie - CP se schimba cu unghiul de atac, si CG cu arderea combustibilului si/sau miscarea pasagerilor si a incarcaturii. Rezultatul este ca aceasta combinatie portanta – greutate determina un *cuplu* care va cauza un moment de inclinare dupa axa transversala cu botul ridicat sau coborat, daca portanta actioneaza in spatele sau in fata CG.

In mod asemanator, efectul cuplului tractiune–rezistenta la inaintare depinde de pozitia liniei tractiunii daca se afla sub linia rezistentei la inaintare (asa cum se intampla de obicei) sau invers.

Proiectarea obisnuita este cu CP in spatele CG, astfel incat cuplul portanta – greutate este cu varful in jos, si linia de tractiune mai joasa decat linia rezistentei la inaintare astfel incat cuplul tractiune-rezistenta la inaintare este cu varful in sus. Orice pierdere de putere va slabi cuplul tractiune–rezistenta la inaintare, si in consecinta cuplul portanta–greutate cu varful in jos va inclina avionul intr-o coborare, mentinind astfel viteza de zbor –ca o masura de siguranta.

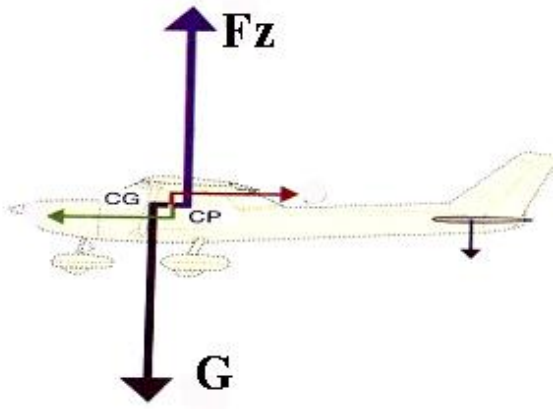


Fig 9.2.

Cuplul portanta–greutate si cuplul tractiune–rezistenta la inaintare ar trebui sa se contracareze reciproc in zborul rectiliniu la orizontala astfel incat sa nu existe nici un moment rezidual care tinde sa incline avionul fie ascendent fie descendent. Aceasta situatie ideala intre cele patru forte exista rar, si astfel stabilizatorul orizontal al avionului/ profundorul este proiectat pentru a produce o forta de echilibru. Aceasta forta poate fi in sus sau in jos, depinzind de relatia care exista in momentul respectiv intre cuplul descendent portanta – greutate si cuplul ascendent tractiune –rezistenta la inaintare.

Daca sunteti nevoit sa exercitati o presiune constanta asupra mansei, astfel ca profundorul sa produca forta de echilibru necesara, atunci puteti anula aceasta presiune cu trimerul de profundor. Mentineti atitudinea dorita a avionului, si apoi actionati comanda trimerului de profundor pentru a anula presiunea de pe mansa.

9.3 Varitia vitezei in zborul la orizontala

Pentru zborul la orizontala,portanta = greutate. Din formula portantei care acum ne este (speram) familiara:

$$F_z = C_z * \frac{1}{2} \rho V^2 * S$$

putem vedea ca daca factorul de viteza V (viteza adevarata, TAS) este redus, atunci coeficientul de portanta C_z (unghiul de atac) trebuie crescut pentru a mentine echilibrul portanta = greutate.

V este viteza adevarata – viteza avionului relativa fata de masa de aer prin care trece. TAS nu este indicata pe un instrument din cabina. Totusi ceea ce poate fi citit in cabina este viteza de aer indicata(IAS) – si aceasta depinde de presiunea dinamica $\frac{1}{2} \rho V^2$.

Trebuie sa fim atenti sa nu facem confuzie intre TAS si IAS. Acolo unde vedeti **V**, ganditi-va la viteza adevarata (TAS), si acolo unde vedeti formula **$\frac{1}{2}\rho V^2$**, ganditi-va la presiunea dinamica si la viteza indicata (IAS).

Nota:

TAS determina distanta parcursa prin aer

IAS determina efectele aerodinamice –portanta si rezistenta la inaintare.

9.4 Atitudinea avionului in zborul orizontal

Pentru a obtine portanta necesara, la o viteza redusa este necesar un unghi de atac ridicat (C_z mare) in timp ce la viteze mari este nevoie numai de un unghi de atac mic (C_z mic).

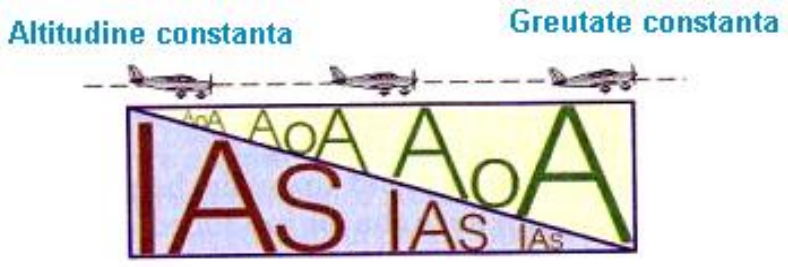


Fig 9.3.

Din moment ce ne ocupam de zborul orizontal, pilotul “vede” aceste unghiuri ca pe o atitudine de inclinare a avionului fata de orizontul terestru – botul ridicat la viteze reduse si botul destul de drept la viteze mari.

9.5 Efectul greutatii in zborul orizontal

Intr-un zbor normal, greutatea se reduce treptat pe masura ce combustibilul este consumat. Daca avionul urmeaza sa zboare la orizontala, portanta produsa trebuie sa scada treptat pe masura ce greutatea scade.

Daca exista o scadere brusca a greutatii, sa spunem ca jumatate din numarul de parasutisti sar, atunci pentru a mentine un zbor rectiliniu orizontal trebuie sa fie redusa portanta intr-o cantitate corespunzatoare. C_z (unghiul de atac) sau viteza trebuie redusa astfel ca portanta sa fie mai mica.

Sa presupunem ca avionul zboara la un anume unghi de atac, sa spunem acela pentru cel mai bun raport $F_{z/}$ F_x – aproximativ 4°. Pentru a mentine acest unghi de atac care este cel mai eficient pe masura ce greutatea se reduce, factorul de viteza V trebuie redus pentru a scadea portanta produsa astfel incat sa echilibreze in continuare greutatea.

Astfel, daca inaltimea si unghiul de atac sunt mentinute constante, atunci viteza va trebui redusa. Puterea motorului (forta de tractiune) va fi ajustata pentru a echilibra rezistenta la inaintare. Pentru un zbor foarte eficient(cel mai bun raport $F_{z/}$ F_x) viteza de zbor va scadea odata cu scaderea greutatii.

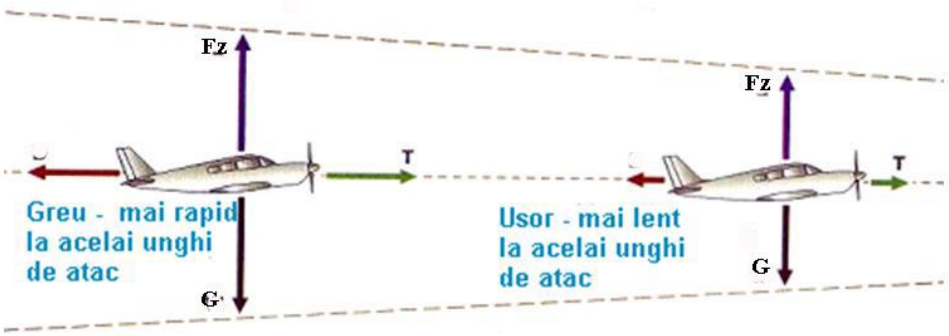


Fig 9.4.

Daca puterea motorului este pastrata constanta si daca vreti sa mentineti inaltimea pe masura ce greutatea scade, portanta trebuie scazuta prin reducerea unghiului de atac. De aceea viteza va creste pana ce puterea produsa de motor – elice este egalata de puterea necesara pentru a invinge rezistenta la inaintare.

Daca vreti sa tineti viteza constanta si sa mentineti inaltimea, atunci pe masura ce greutatea se reduce trebuie sa reduceti portanta produsa, si faceti acest lucru scazind C_z (unghiul de atac). In zbor acest lucru inseamna mai putina rezistenta la inaintare, si de aceea puterea necesara de la motor – elice este mai mica. Daca putera motorului nu este redusa pe masura ce greutatea scade, viteza va avea tendinta de a creste.

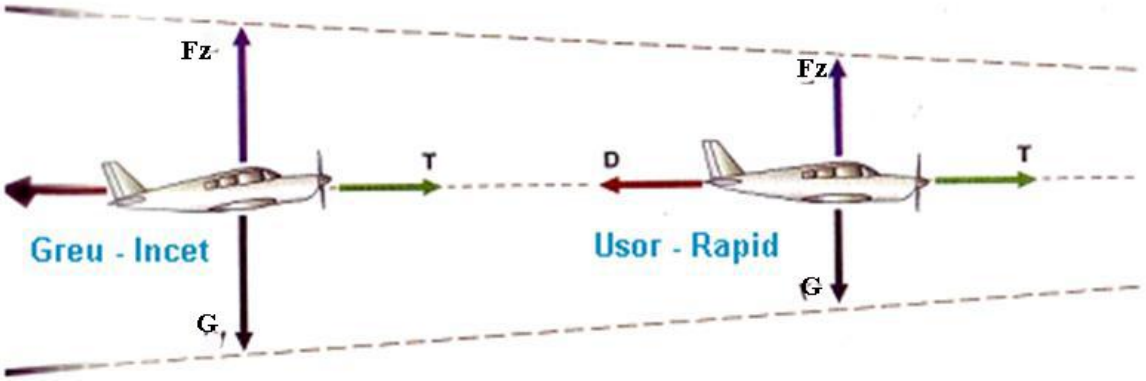


Fig 9.5.

Daca intentionati sa mentineti o viteza constanta, atunci veti ridica botul avionului putin pentru a evita cresterea vitezei. Fara nici o reducere a puterii motorului, avionul va incepe sa urce si treptat un nou set de conditii de echilibru (balanta fortelor) se va stabili pentru o urcare constanta – intrerupind zborul orizontal.

O relatie practica pe care sa o retineti este urmatoarea:

Puterea motorului +Atitudinea avionului = Performata buna (viteza sau rata de urcare)

Daca aveti un excedent de putere al motorului, atunci puteti modifica atitudinea avionului astfel ca inaltimea sa ramana aceeasi si viteza va creste; sau puteti sa tineti atitudinea pentru aceeasi viteza si sa acceptati o crestere in rata de urcare.

Uneori greutatea creste in timpul zborului, de exemplu prin formarea de gheata pe avion. O greutate crescuta va insemna ca o portanta crescuta este necesara pentru a mentine zborul orizontal.

Givrajul inseamna mai mult decat o adaugare de greutate. Daca gheata se formeaza pe aripi, in special pe zona superioara langa bordul de atac, va cauza o scadere drastica in calitatile de producere a portantei (C_z pentru un anume unghi de atac) a aripii. Va exista si o crestere semnificativa a rezistentei

la inaintare. Avionul trebuie sa fie pilotat la un unghi de atac mai mare pentru a readuce C_z la valoarea sa initiala, si astfel viteza va scadea daca nu se mareste puterea motorului.

Daca gheata se formeaza pe palele elicei, le diminueaza calitatile de producere a tractiunii.Givrajul inseamna performanta redusa, asa ca evitati acest aspect pe cat posibil.

Givrajul aripilor influenteaza negativ curetul de aer din jurul lor,reducand capacitatea de portanta si poate impiedica desprinderea de sol la decolare.

9.6 Performanta in zborul orizontal

Tractiunea necesara pentru zborul constant (neaccelerat) rectiliniu la orizontala este egala cu rezistenta la inaintare($T= F_x$) si astfel curba necesara a tractiunii este identica cu curba obisnuita a rezistentei la inaintare.

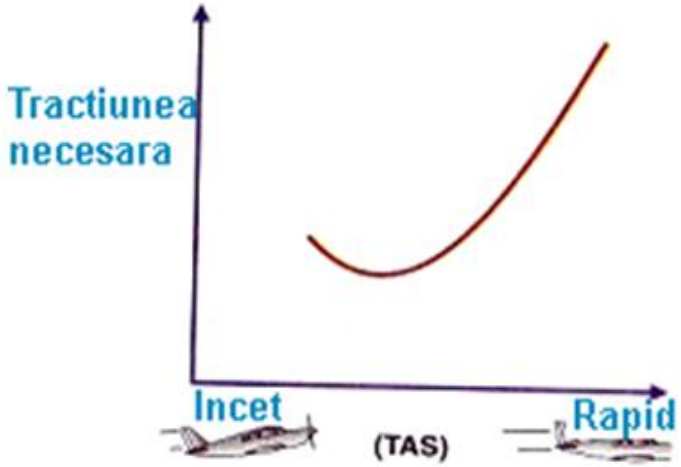


Fig 9.6.

Notati urmatoarele puncte de pe curba necesara a tractiunii sau a rezistentei la inaintare:

a) t*ractiune mare* este necesara la viteze mari si unghiuri de atac scazute pentru a depasi in special rezistenta parazita.

b) t*ractiune minima* este necesara la o viteza minima de crestere a rezistentei la inaintare (care reprezinta si valoarea optima a raportului F_z/F_x, din moment ce F_z = G in zborul rectiliniu orizontal si F_x este la valoarea sa minima).

c) t*ractiune mare* este necesara la viteze reduse si unghiuri de atac ridicate pentru a depasi ceea ce reprezinta indeosebi rezistenta indusa (generata la producerea portantei).

Fig 9.7.

Combinatia motor-elice este un generator de putere (mai bun decat un generator de tractiune cum este un motor cu reactie).

Consumul de combustibil (in litri pe ora sau galoane pe ora) a unei combinatii motor – elice este in functie de puterea produsa.

In general puterea este definita ca fiind lucrul mecanic depus, sau viteza cu care o forta aplicata muta un corp.

De aceea, puterea necesara pentru zbor depinde de producerea:

a) necesarului de tractiune;
b) viteza de zbor (viteza adevarata).

Putem analiza o curba a puterii necesare plecand de la curba tractiunii necesare multiplicind tractiunea necesara la un punct pe curba al valorii TAS la acel punct. Aceasta ne va oferi puterea necesara pentru a mentine zborul orizontal la acea viteza.

Aceste grafice sunt usor de inteles daca le luati pe rand. Daca vreti sa zburati la o anumita viteza (TAS), atunci prin citirea de la acea viteza(TAS) pe axa vitezei, curba de putere va va spune care este puterea pe care combinatia motor–elice trebuie sa o furnizeze. Aceasta putere va oferi suficienta tractiune pentru a echilibra rezistenta la inaintare si pentru a mentine viteza necesara zborului rectiliniu la orizontala.

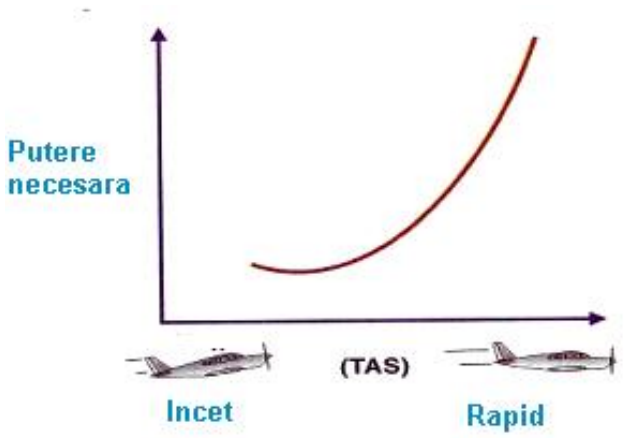


Fig 9.8.

In timpul zborului rectiliniu la orizontala veti alege atitudinea pentru viteza dorita (viteze diferite necesita unghiuri de atac diferite) si sa ajustati puterea pentru a mentine acesta viteza.

Viteza maxima in zborul orizontal

Viteza maxima in zborul orizontal pentru un avion are loc atunci cand puterea disponibila de la motor-elice corespunde cu puterea necesara pentru a produce suficienta tractiune pentru a echilibra rezistenta la inaintare la viteza mare.De obicei, la viteze mai mari,puterea disponibila este insuficienta.

Viteza minima in zborul orizontal

La viteze scazute (mai mici decat viteza pentru o rezistenta la inaintare minima), este necesara mai multa putere de la motor–elice pentru a oferi tractiunea care sa echilibreze rezistenta la inaintare crescuta (indeosebi rezistenta indusa).

Viteza minima in zborul orizontal nu este determinata de obicei de capacitatile de putere ale motorului, ci de capacitatile aerodinamice ale avionului. Pe masura ce viteza se reduce, este atins unghiul critic,manifestandu-se o stare de instabilitate sau o dificultate de control, inaintea oricarei limitari a puterii motorului.

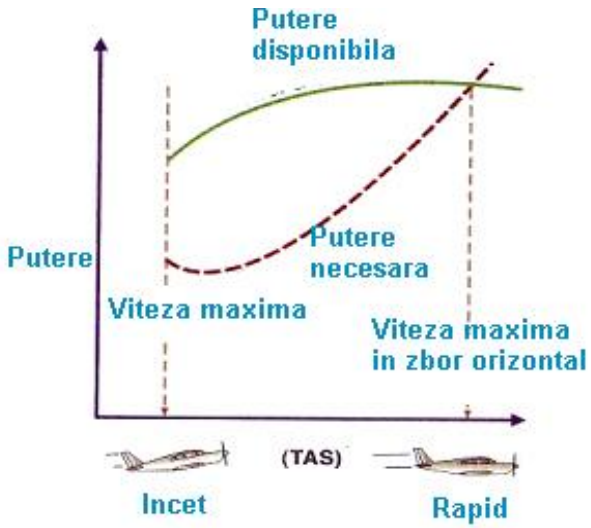


Fig 9.9.

Viteza pentru distanta maxima

Pentru avionele cu elice raza maxima de actiune in aer linistit este obtinuta cu viteza adevarata(TAS) care permite:

a) distanta maxima pentru un consum dat de combustibil; sau invers

b) consum minim de combustibil pentru o distanta data (adica, raportul dintre cel mai scazut *consum de combustibil / distanta*).

Prin transformarea pe unitati (rate) a consumului si a distantei, acest raport devine *consum de combustibil pe unitate de timp / distanta pe unitate de timp*, adica *consumul de combustibii / TAS*. Din moment ce consumul combustibilului depinde de putere, raportul devine *putere / TAS*, si raza de actiune maxima va fi obtinuta la viteza(TAS) pentru care acest raport este cel mai mic. Aceasta are loc in punctul de intersectare a curbei puterii cu TAS unde tangenta de la origine intalneste curba. La toate celelalte puncte, raportul putere/ TAS este mai mare.

Puterea este definita ca forta x viteza, astfel incat:

Puterea necesara = Tractiunea necesara x TAS =Rezistenta la inaintare x TAS (din moment ce tractiunea = rezistenta la inaintare)

de aceea:

Raportul Putere/ TAS = Rezistenta la inaintare x TAS / TAS = Rezistenta la inaintare

Raportul putere / TAS va avea o valoare minima cand rezistenta la inaintare la momentul respectiv este minima, adica o raza de actiune maxima cuTAS este TAS pentru rezistenta la inaintare totala minima. Viteza pentru distanta maxima se obtine la viteza adevarata(TAS)cand rezistenta la inaintare are valoarea cea mai mica si raportul $F_{z/}$ F_x este cel mai mare.

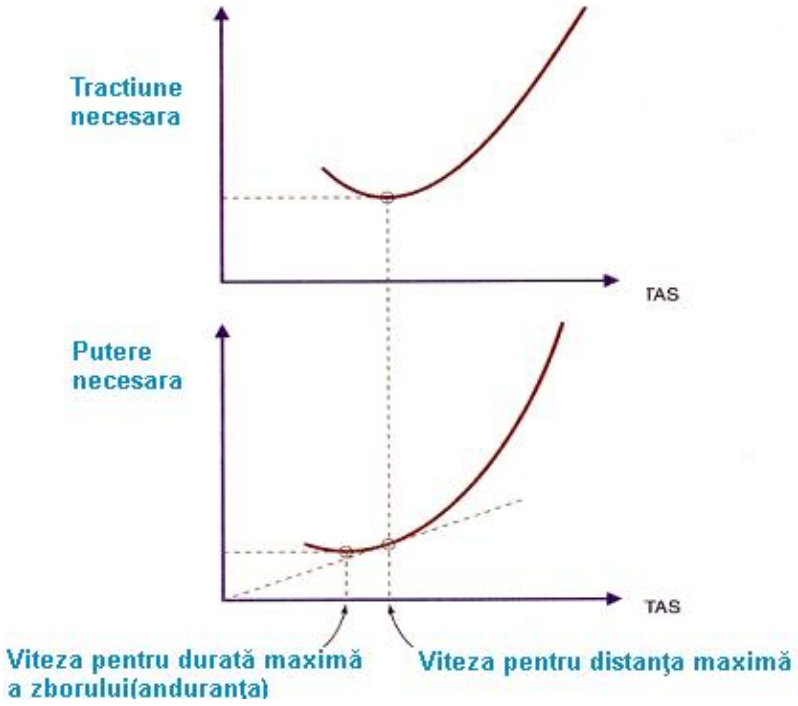


Fig 9.10.

Performanta este rezultatul combinatiei puterii motorului si atitudinii de zbor a avionului

In timpul zborului nu apelati la aceste grafice. In schimb, reglati atat puterea si turajul motorului cat si atitudinea de inclinare a botului avionului pentru a atinge performanta dorita.

Puterea + Atitudinea avionului=Performanta

Pentru a rezuma, viteza pentru raza de actiune maxima este aratata pe curba rezistentei la inaintare la punctul minim al acesteia.

Viteza pentru durata maxima a zborului (anduranta)

Durata maxima inseamna fie:

a) timpul maxim in zbor pentru o cantitate data de combustibil; sau
b) un timp dat in zbor pentru cantitatea minima de combustibil.

Este recomandat sa zburati cu viteza de durata maxima cand viteza fata de sol nu este semnificativa, de exemplu atunci cand apare:

a) efectuarea unei zone de asteptare in apropierea aerodromului pentru esalonare la aterizare; sau
b) efectuarea unui zbor de supraveghere- cercetare intr-o zona specifica.

Din moment ce consumul de combustibil al unui ansamblu motor- elice depinde de setarea puterii, consumul minim de combustibil (si de aceea durata maxima a zborului) va avea loc atunci cand este necesara puterea minima.

Viteza pentru durata maxima de zbor reprezinta viteza adevarata (TAS)obtinuta cu o putere minima a motorului.

Stabilitatea vitezei

Ecart mare al vitezei:

Avand un ecart mare al vitezei peste viteza minima de zbor , orice fluctuatie minora de viteza (datorita, sa spunem unei rafale de vant sau unei variatii a elementelor de vant) este corectata fara vreo actiune a pilotului.

Aceasta se numeste *viteza stabila (constanta).*

O crestere a vitezei va creste rezistenta la inaintare totala, asa cum se poate vedea din curba rezistentei la inaintare, in special datorita unei cresteri a rezistentei parazite. Aceasta crestere a rezistentei la inaintare nu este echilibrata de tractiune asa ca avionul isi reduce viteza.

O scadere a vitezei datorata unei rafale de vant va scadea rezistenta totala (in special datorita unei scaderi a rezistentei parazite) si tractiunea, care acum depaseste rezistenta la inaintare,facand ca avionul sa revina inapoi la viteza initiala.

In conditiile unui zbor normal (peste viteza minima) pilotul nu trebuie sa fie prea activ cu maneta de gaz deoarece avionul are o viteza stabila si orice modificare de moment a acesteia, va tinde sa aduca viteza la valoarea initiala fara vreo actiune a pilotului.

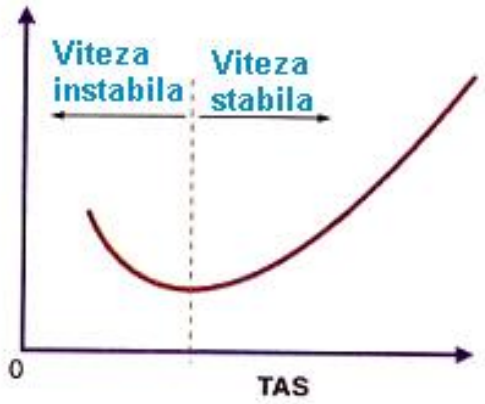


Fig 9.11.

Ecart mic al vitezei:

La viteze reduse spre unghiul de atac critic este o cu totul alta problema.

Daca o rafala de vant face ca viteza sa scada, rezistenta la inaintare totala creste (ca urmare a cresterii rezistentei induse) si acum F_x depaseste T, facind ca avionului sa-i scada viteza sub valoarea vitezei initiale daca pilotul nu majoreaza puterea motorului.

Daca o rafala face ca viteza sa creasca, rezistenta la inaintare totala scade (ca urmare a unei scaderi a rezistentei induse) si acum F_x este mai mica decat T, facind ca avionului sa-i creasca viteza peste viteza initiala daca pilotul nu reactioneaza prin reducerea vitezei.

In zborul cu viteza redusa (langa unghiul critic) pilotul trebuie sa fie activ cu maneta de gaz pentru a mentine viteza dorita(ca exemplu la apropierea finala pentru aterizare pe o pista scurta). Tractiunea necesara pentru zborul rectiliniu la orizontala, este egala cu rezistenta la inaintare, si astfel curba este identica cu curba rezistentei la inaintare normale – intru-un grafic al rezistentei la inaintare si al vitezei.

9.7 Zborul rectiliniu orizontal la altitudine

La orice altitudine, daca avionul se afla in zbor rectiliniu orizontal, portanta trebuie sa echilibreze greutatea.

Portanta = C_z * ½ ρ V² *S

Pe masura ce altitudinea creste, densitatea aerului (ρ) scade. O modalitate de a genera portanta necesara si de a compensa densitatea scazuta este ca pilotul sa creasca viteza adevarata V astfel ca valoarea lui ½ ρ V² sa ramana aceeasi ca mai inainte, adica scaderea in ρ cu altitudinea poate fi compensata cu o crestere in V (TAS) astfel ca ½ ρ V² sa ramana aceeasi.

Termenul ½ ρ V² (presiunea dinamica) este relationat cu viteza indicata(IAS) si pilotul il poate citi in cabina pe indicatorul vitezei. Daca ½ ρ V² ramane la fel, viteza aerului indicata (IAS) ramane aceeasi.

Pentru a produce aceeasi portanta la o altitudine diferita, continuati sa zburati la aceeasi viteza indicata (viteza adevarata va creste).

Fig 9.12.

La altitudini mai mari puterea maxima disponibila de la elicea-motor va fi mai mica decat la nivelul marii.

CAPITOLUL **10**.

10. Urcarea

10.1 Urcarea in sandela si urcarea constanta

Pe masura ce un avion urca, acumuleaza energie potentiala (energia de pozitie, in acest caz datorat altitudinii). Un avion poate face acest lucru prin fie:

a) urcare in sandela;
b) urcare constanta.

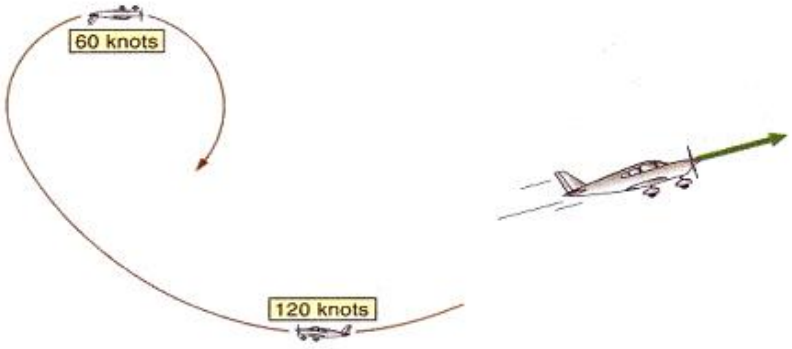


Fig 10.1. Urcarea in sandela si urcarea constanta

Urcarea poate fi un castig temporar in inaltime cu o pierdere in viteza, sau poate fi o urcare constanta de lunga durata.

Urcarea in sandela.

O urcare in sandela se produce prin transformarea energiei cinetice de miscare ($1/2mV^2$) in energia potentiala (mgh), adica prin conversia unei viteze mari *V* intr-o crestere in inaltime *h* facind "lumanarea" cu avionul. Sandela este doar un proces temporar, deoarece viteza nu poate fi scazuta sub viteza de zbor. Desigur, cu cat ecartul vitezei este mai mare si cu cat este mai mare nevoia unei cresteri rapide in altitudine, cu atat este mai mare valoarea si capacitatea de executare a sandelei. De exemplu, un avion de lupta cu reactie care este urmarit la o viteza ridicata poate lua rapid altitudine facind o sandela sau un planor de

acrobatie poate transforma energia cinetica a unui picaj in energia potentiala la capatul unei bucle executata in plan vertical (unui immelman).

Urcarea constanta.

O urcare constanta transforma excedentul de energie de propulsie fata de cea necesara pentru zborul rectiliniu orizontal in energia potentiala. Energia de propulsie vine din energia combustibilului care este transformata in energie de propulsie prin motor si elice. In acest fel poate fi mentinuta o urcare constanta. Urcarea constanta este importanta pentru noi.

10.2 Fortele in urcare

Presupunem ca, pentru urcarea normala constanta, forta de tractiune actioneaza in directia zborului, direct opusa fortei de rezistenta la inaintare. Forta portanta actioneaza perpendicular pe directia zborului. Forta de greutate actioneaza vertical, dar acum notati, ca in urcare are o componenta care actioneaza in directia opusa zborului.

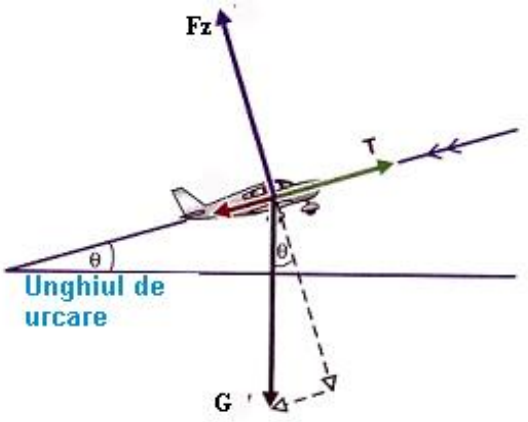


Fig 10.2. Fortele in urcare

Daca mentineti *o urcare constanta* la o viteza a aerului indicata constanta, elicea-motor trebuie sa ofere suficienta tractiune pentru a:

a) depasi forta de rezistenta la inaintare;
b) ajuta sa ridice greutatea avionului cu o viteza verticala, cunoscuta ca rata de urcare.

In urcarea constanta nu exista nici o accelerare. Sistemul de forte este in echilibru si prin urmare forta rezultanta care actioneaza asupra avionului este zero.

Un punct important este ca, in timpul urcarii, forta portanta (dezvoltata aerodinamic de aripa la 90° in directia zborului) este sensibil mai mica decat greutatea. Echilibrul este posibil deoarece excedentul fortei de tractiune minus rezistenta la inaintare are o componenta verticala pentru a ajuta sa echilibreze forta de greutate.

Intr-o urcare: tractiunea(T) este mai mare decat rezistenta la inaintare(F_x); portanta(F_z) este mai mica decat greutatea(G).

10.3 Unghiul de panta la urcare (Gradientul de urcare)

Unghiul de panta depinde direct de *excedentul de tractiune* (excedentul de tractiune fata de rezistenta la inaintare) si greutate. Un avion greu nu va urca la fel de bine ca atunci cand este mai usor. Cu cat greutatea este mai mare, cu atat este mai scazuta performanta de urcare.

Cu cat greutatea este mai scazuta (G) cu atat este mai mare unghiul de urcare. Un avion usor poate urca mai abrupt decat unul greu. Tractiunea este folosita pentru a depasi rezistenta la inaintare. Daca elicea-motor poate oferi o tractiune in exces celei necesare pentru a echilibra rezistenta la inaintare, atunci avionul este capabil sa urce.

Cu cat tractiunea(T) este mai mare, cu atat este mai mare unghiul de urcare. Cu cat rezistenta la inaintare este mai mica (F_x), cu atat este mai mare unghiul de urcare. Pentru o buna rata de urcare, avionul ar trebui in general sa fie tinut intr-o configuratie cu o rezistenta la inaintare scazuta, de exemplu cu flapsurile escamotate. Acesta este un aspect foarte important pentru decolare. Flapsul la decolare scade rulajul pe sol pentru decolare, dar odata aflat in zbor unghiul de panta(urcare) poate fi mai mic datorita rezistentei la inaintare mai mari cu flapsurile coborate.

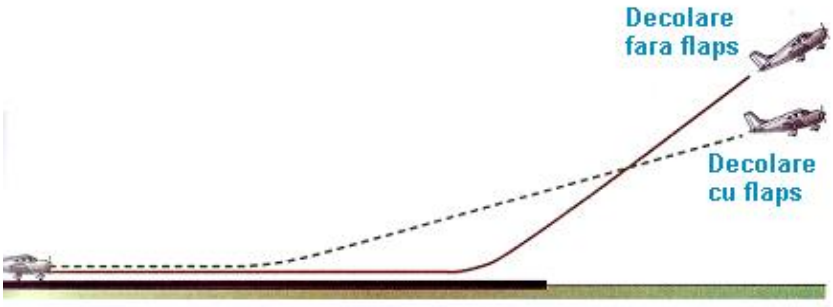


Fig 10.3. Unghiul de panta la urcare

Din moment ce in mod normal pilotul nu poate modifica greutatea in mod semnificativ in timpul zborului, singurul mod de a imbunatati unghiul de urcare este de a va asigura ca este “curat” (cu o rezistenta la inaintare redusa), si sa zburati la viteza care da cel mai mare excedent de forta de tractiune.

Viteza verticala se numeste *rata de urcare* si este exprimata de obicei in unitatea de masura pe minut sau pe secunda (ft/min sau m/s). O rata de urcare (RoC) de 500 ft/min inseamna ca avionul va castiga 500 ft in altitudine intr-un minut.

Rata de urcare este aratata in cabina pe *indicatorul vitezei verticale (VSI)-variometru.*

Cu cat excedentul de putere este mai mare, cu atat este mai mare rata de urcare. Rata de urcare maxima are loc de obicei la o viteza corespunzatoare celui mai bun raport portanta / rezistenta la inaintare, si are o valoare mai mare decat viteza pentru unghiul de urcare maxim.

Cea mai buna rata de urcare asigura castigul de altitudine maxim in cea mai scurta perioada de timp.

10.4 Diferite viteze de urcare

Cand luam in discutie performantele de urcare a avionului, trebuie sa va ganditi atat la unghiul de panta cat si la rata, si apoi sa alegeti viteza de urcare care se potriveste cel mai bine situatiei.

Panta (unghiul) de urcare maxima este folosita pentru a evita obstacolele, deoarece creaza cea mai mare inaltime in cea mai scurta distanta orizontala.

Viteza de panta maxima (V_x)este cea mai mica ca valoare din cele trei viteze de urcare.

Este de obicei folosita la o putere mare a motorului si doar pentru un timp suficient de a evita obstacolele..

Rata maxima de urcare este folosita pentru a atinge altitudinea de zbor dorita cat se poate de repede, deoarece asigura castigul maxim de inaltime in cel mai scurt timp. Viteza pentru rata maxima **(V_y)** se afla de obicei aproape de viteza pentru cel mai bun raport portanta / rezistenta la inaintare.

Urcarea in zbor de croaziera(normala) este o urcare care permite o viteza ridicata (pentru a va grabi sosirea la destinatie) cat si sa permita avionului sa castige inaltime si sa atinga altitudinea de croaziera fara prea multa intarziere.

Permite de asemenea si o mai buna racire a motorului datorita vitezei mai mari, si o vizibilitate mai buna datorita atitudinii de inclinare(cabraj) mai scazute.

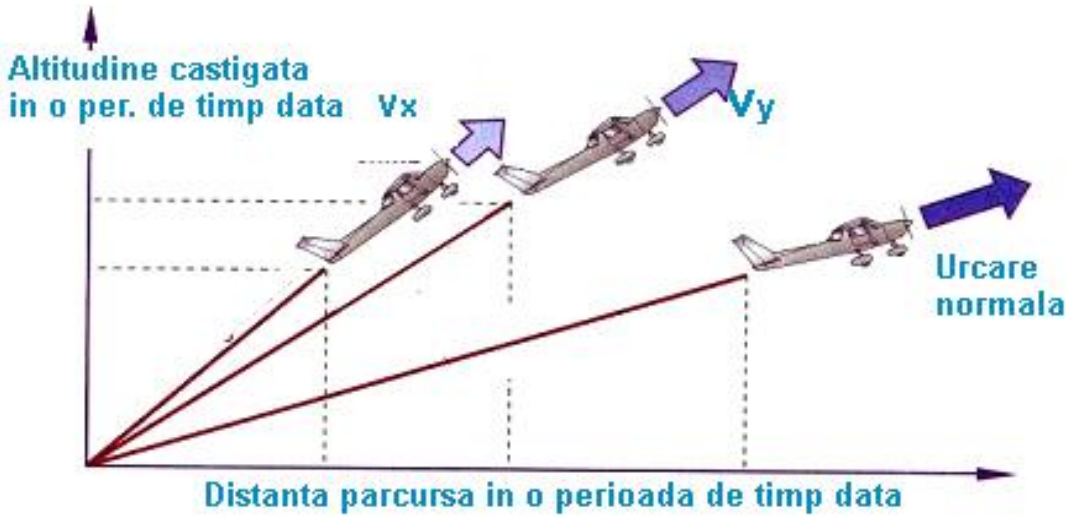


Fig10.4.

Uitati-va in Manualul de zbor pentru vitezele de urcare pentru avionul dumneavoastra. Tipic, viteza de panta maxima de urcare (V_x) este cu aproximativ 10 kt mai mica decat viteza de rata maxima de urcare (V_y).

10.5 Factorii care afecteaza performanta de urcare

Performanta in urcare, fie unghiul sau rata urcarii, se va reduce cand:

a) puterea motorului este redusa;
b) greutatea avionului este crescuta;
c) scaderea densitatii aerului datorita cresterii temperaturii;
d) scaderea densitatii din cauza cresterii altitudinii;
e) viteza este gresit selectata sau mentinuta de pilot (fie prea repede fie prea incet).

Temperatura

Temperatura inconjuratoare ridicata scade performata de urcare. Daca temperatura este ridicata, atunci densitatea aerului (ρ) este mai mica. Grupul elice-motor si celula avionului vor fi amandoua mai putin eficiente, astfel incat capacitatea de performata a avionului este mai mica intr-o zi calda decat intr-o zi rece.

Altitudinea

Cresterea altitudinii scade performatele de urcare. Puterea disponibila de la elice-motor scade cu altitudinea. Desi performatele de la nivelul marii pot fi mentinute la altitudini inalte cu o supraalimentare a motorului, mai devreme sau mai tarziu puterea disponibila incepe sa scada. Performatele de urcare, rata de urcare, si capacitatea unghiului de urcare, vor scadea prin urmare toate cu altitudinea.

Altitudinea la care performanta de urcare scade aproape de zero si o urcare constanta nu mai poate fi mentinuta este cunoscuta ca plafon de zbor.

Plafonul practic de zbor este altitudinea la care rata de urcare constanta a scazut la doar 100 ft/ min**.**

Plafonul teoretic de zbor (absolut) este altitudinea putin mai inalta la care rata de urcare constanta realizabila la viteza de urcare este zero (si de aceea aproape imposibil de a mai urca).

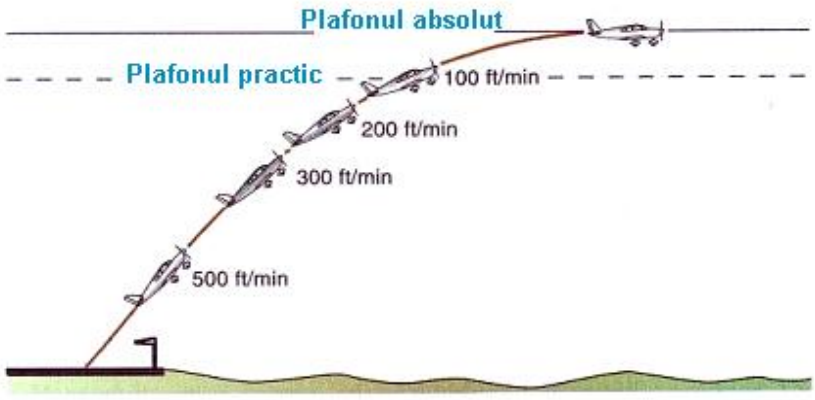


Fig.10.5. Plafonul practic si plafonul absolut

Manualul de zbor al avionului contine in mod normal un tabel sau un grafic cu detaliile despre performatele de urcare.

Performanta la urcare scade atunci cand densitatea aerului scade (la altitudini mari si/sau la temperaturi mari ale aerului exterior).

Viteza indicata(IAS) la o urcare performanta scade pe masura ce creste altitudinea.

Un zbor prea rapid

Daca zburati cu viteze mai mari decat vitezele recomandate, sa spunem la viteza unde *tractiunea = rezistenta la inaintare*, si *puterea disponibila = puterea necesara*, atunci nu exista nici un excedent de tractiune care sa va dea un unghi de urcare, si nici un excedent de putere care sa va dea o rata de urcare. Avionul poate doar sa mentina zborul orizontal.

La viteze mai mari, ar fi o deficienta de selectare a tractiunii si a puterii, care determina ca avionul sa aiba un unghi de coborare si o rata de coborare, mai degraba decat o urcare.

MAXIMUM RATE OF CLIMB

CONDITIONS:
Flaps Up
Full Throttle

NOTE:
Mixture leaned above 3,000 feet for maximum rpm.

WEIGHT LBS	PRESS ALT FT	CLIMB SPEED KIAS	RATE OF CLIMB – FPM			
			–20°C	0°C	20°C	40°C
1,670	S.L.	67	835	765	700	630
	2,000	66	735	670	600	535
	4,000	65	635	570	505	445
	6,000	63	535	475	415	355
	8,000	62	440	380	320	265
	10,000	61	340	285	230	175
	12,000	60	245	190	135	85

Climbing IAS for best rate of climb decreases with altitude.

Rate of climb decreases with altitude increase.

Rate of climb decreases with temperature increase.

Fig 10.6.

Zborul cu viteze mici

Zborul cu viteze mai mici decat vitezele recomandate va determina un excedent de tractiune si putere decat cel optim (datorita valorii rezistentei la inaintare ridicate si unghiurilor de atac mari pe care trebuie sa le depaseasca) si performanta de zbor va fi scazuta. La viteza redusa grupul elice – motor isi pierde din eficienta si produce mai putina tractiune. Avionul la viteza redusa are o rezistenta la inaintare ridicata (indeosebi rezistenta indusa). In cele din urma avionul va ajunge la viteza limita daca zboara prea incet.

Fig 10.7.

Zborul in urcare este posibil in ecartul vitezei unde grupul elice–motor poate produce tractiune suficienta pentru a genera un excedent al acesteia. La zborul cu viteza redusa puteti fi limitat de unghiul critic al vitezei limita.

10.6 Efectul vantului asupra performatelor de urcare.

Efectul vantului laminar

Avionul zboara in masa de aer si caracteristicile acesteia au influenta asupra lui. Rata de urcare nu va fi afectata de vantul laminar(constant). In mod similar, unghiul de urcare nu va fi afectat de vantul laminar.
Cu toate acestea, daca tinem cont de unghiul de urcare (sau de panta de urcare) fata de sol (panta de zbor) un vant din fata creste panta de urcare si un vant din spate scade panta de urcare.Decolarea cu vant de fata are avantaje evidente in ceea ce priveste evitarea obstacolelor de pe sol.

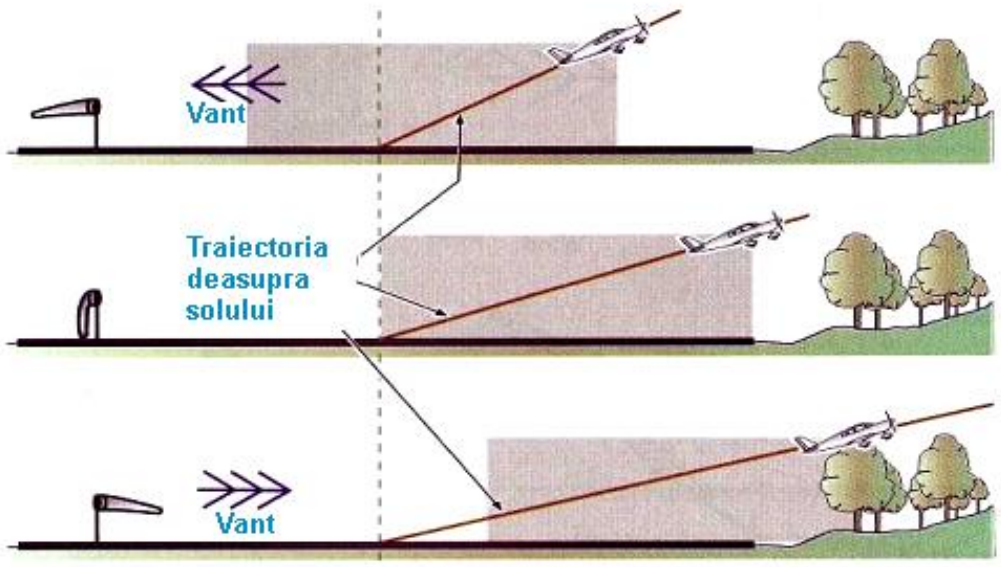


Fig 10.8. Vantul nu va influenta rata de urcare, dar va influenta unghiul de panta fata de sol.

Efectul vantului de forfecare

Vantul de forfecare este caracterizat de o schimbare in directia vantului si/sau a vitezei pe o portiune mica de spatiu. Vantul de forfecare este un vant schimbator. Aceasta poate insemna afectarea vitezei pe masura ce urcati sau coborati la diferite altitudini. Poate insemna un vant care isi modifica directia sau poate insemna un curent ascendent sau curent descendent prin care un avion trebuie sa zboare. Vantul de forfecare este inteles in general ca insemnind o schimbare de vant intr-o distanta scurta sau o durata scurta de timp.

Efectul ascendent (overshoot)- umflarea. Zborul intr-un curent ascendent va creste rata de urcare si va creste unghiul de urcare relativ fata de sol. Zborul in curent descendent va avea efectul opus.

Datorita propriei sale inertii (sau rezistenta la schimbare), un avion care traverseaza o rafala de vant din fata va dori sa isi mentina viteza initiala relativa fata de sol. Astfel efectul asupra avionului in zbor la o rafala de vant din fata va fi acela de crestere a vitezei aerului pentru o perioada scurta de timp.

Incercarea de a mentine viteza de urcare corecta prin ridicarea botului avionului va duce la o performata de urcare crescuta.

In acest fel, performata de urcare va creste cand zburati intr-o rafala de vant frontal, la un vant din spate aflat in scadere sau intr-un curent ascendent. Avionul are tendinta de a urca (“umfla”) cu masa de aer, sau de a merge deasupra traiectoriei de zbor initiale, sau de a-i creste temporar viteza – de aici termenul ***efect de “umflare” (overshoot).***

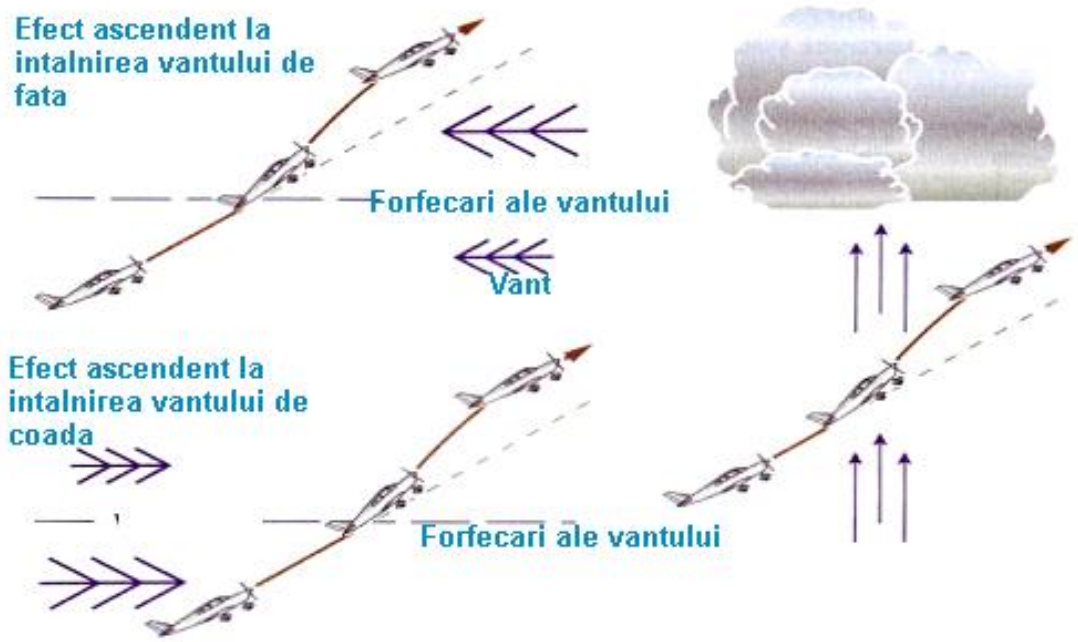

Efect ascendent la intalnirea vantului de fata
Forfecari ale vantului
Vant
Efect ascendent la intalnirea vantului de coada
Forfecari ale vantului

Fig 10.9. Efectul de “umflare”

Din nou, avantajele zborului cu vantul din fata sunt evidente. Forta vantului creste de obicei pe masura ce urcati de la sol, astfel ca in mod normal un avion care decoleaza in vant va urca intr-un vant frontal din ce in ce mai mare. Aceasta duce la o performanta de urcare crescuta deasupra solului, adica o panta de urcare mai abrupta deasupra obstacolelor de la sol.

Efectul descendent (undershoot)-infundare. La traversarea unui curent descendent avionul va urca in mod normal intr-o zona cu vant din spate in crestere. Datorita inertiei sale, avionul va tinde temporar sa isi mentina viteza

initiala fata de sol, ducind la o scadere a vitezei aerului. Pentru a mentine viteza de urcare propusa, pilotul ar trebui sa coboare botul avionului. Performanta de urcare, atat rata cat si panta, va scadea.

Exact acelasi efect de performanta de urcare scazuta va avea loc la zborul cu vant din spate crescut, vant din fata aflat in scadere sau un curent descendent. Avionul va avea tendita de a cadea sub traiectoria de zbor initiala, sau sa piarda din viteza, de unde si termenul de *efect de" infundare" (undershoot).*

Un efect initial de "umflare" (de exemplu, cand zburati cu vant frontal crescut care vine de la baza unui nor de furtuna cumulonimbus) poate fi urmat de un efect sever de "infundare"pe masura ce zburati in curent descendent si apoi cu vant din spate cu o intensificare rapida. Tratati norii cumulonimbus cu mare precautie.

Evitati zborul in apropierea norilor cumulonimbus(Cb)

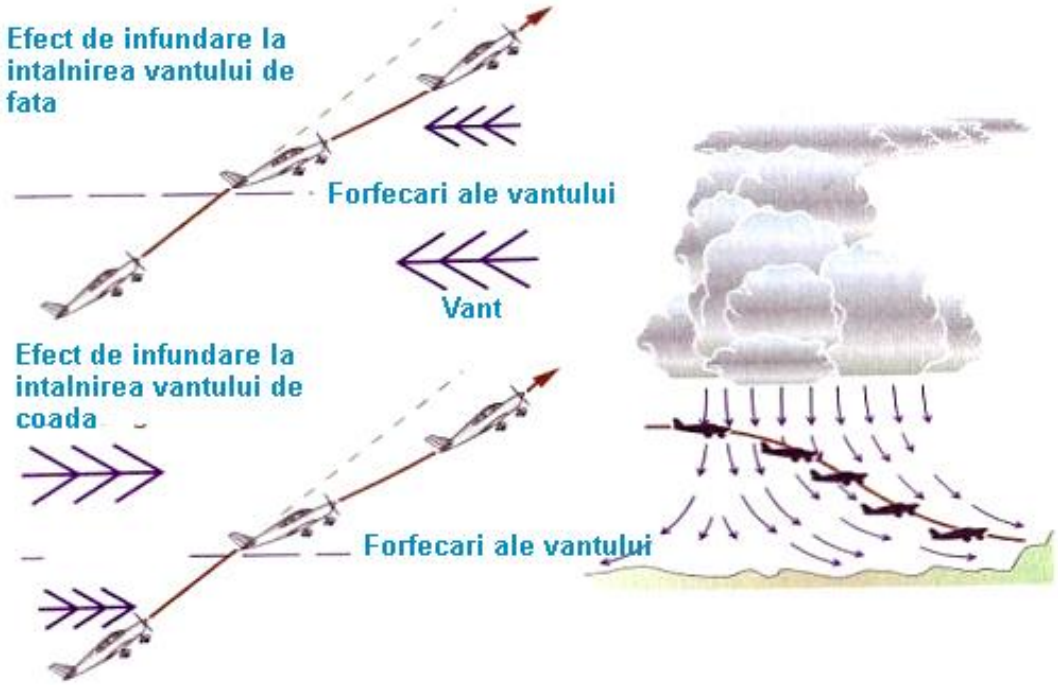

Efect de infundare la intalnirea vantului de fata
Forfecari ale vantului
Vant
Efect de infundare la intalnirea vantului de coada
Forfecari ale vantului

Fig 10.10. Efectul de infundare

CAPITOLUL 11.

11. Coborarea

11.1 Zborul in coborare

Daca un avion coboara, fara ca elicea – motor sa produca vreo forta de tractiune, doar trei din cele patru forte vor actiona asupra avionului

a) greutatea;
b) portanta;
c) rezistenta la inaintare.

Intr-o planare constanta aceste trei forte se vor afla in echilibru deoarece forta rezultanta care actioneaza asupra avionului este zero.

Sa presupunem ca avionul se afla in zbor constant rectiliniu orizontal si tractiunea este redusa la zero.

Forta de rezistenta la inaintare este acum neechilibrata si va actiona sa scada viteza avionului – daca nu este inceputa o coborare unde componenta fortei de greutate care actioneaza in directia pantei de zbor este insuficienta pentru a echilibra rezistenta la inaintare. Acest efect permite avionului sa-si mentina viteza, coborand si transformind energia potentiala datorita altitudinii in energie cinetica (miscare).

Descompunand fortele dupa directia pantei de zbor rezulta ca o componenta a fortei de greutate actioneaza in lungul pantei de zbor in coborare,echilibrand rezistenta la inaintare si contribuind la viteza avionului.

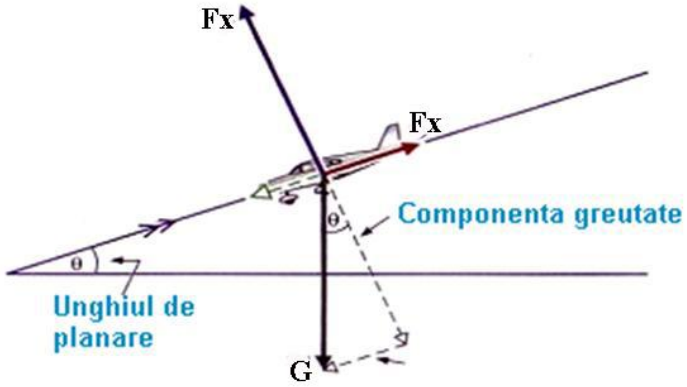


Fig 11.1. Zborul in coborare fara tractiune

Descompunand fortele vertical, greutatea este acum echilibrata de forta totala (rezultanta dintre portanta si rezistenta la inaintare).

Notati ca, cu cat forta de rezistenta la inaintare este mai mare, cu atat panta este mai abrupta. Cea mai putin abrupta panta (optima) este obtinuta cand, pentru portanta necesara, rezistenta la inaintare este cea mai mica, adica la cel mai bun raport portanta / rezistenta la inaintare.

Daca raportul F_z/F_x este ridicat, unghiul de coborare este mai mic, si avionul va plana pe o distanta mai mare.

Daca raportul F_z/F_x este scazut, avand o rezistenta la inaintare mare care este produsa pentru o portanta necesara, atunci avionul va avea un unghi de coborare accentuat, si prin urmare nu va plana foarte mult.

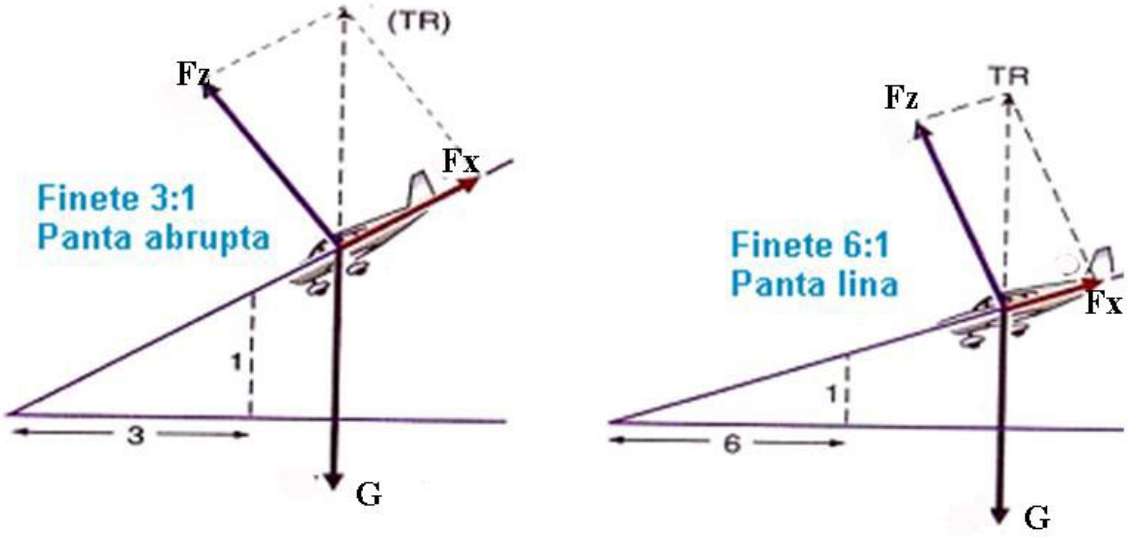


Fig 11.2.

Doua situatii pot fi notate aici:

a) un avion eficient din punct de vedere aerodinamic este unul care poate fi pilotat la un raport portanta/rezistenta la inaintare crescut. Are capacitatea de a plana mai departe pentru aceeasi pierdere de inaltime decat un avion care este pilotat cu un raport F_z/F_x scazut.

b) acelasi avion va plana cel mai departe cu o panta constanta cand este pilotat la unghiul de atac (si viteza) care ii da cel mai bun raport F_z/F_x. Acest unghi de atac este de obicei aproximativ 4°.

Deoarece nu puteti citi unghiul de atac in cabina, zborul cu o panta sau viteza de coborare recomandate (in Manualul de zbor) va asigura ca avionul se afla undeva langa acest unghi de atac care este cel mai eficient.

11.2 Factorii care afecteaza unghiul de planare

Viteza avionului

Daca avionul este pilotat la un unghi de atac mai mic (si prin urmare mai rapid), raportul F_z/F_x va fi mai mic si avionul nu va plana la fel de departe – se va indrepta spre pamant mai repede si la un unghi mai abrupt.

Daca avionul este pilotat la un unghi de atac mai mare si la o viteza redusa decat aceea pentru cel mai bun raport F_z/F_x, acest raport va fi mai mic si prin urmare unghiul optim de planare nu va fi atins. Acest aspect poate fi inselator pentru pilot – atitudinea botului poate fi destul de ridicata, dar avionul coboara abrupt.

Viteza gresit mentinuta la zborul planat (prea rapida sau prea inceata) face panta mai abrupta.

Daca planati avionul la viteza recomandata si se pare ca nu veti atinge punctul dorit, nu ridicati botul avionului pentru a creste distanta de planare. O atitudine mai ridicata a botului poate crea impresia unei pante mai lungi, dar de fapt va va scadea distanta de planare.

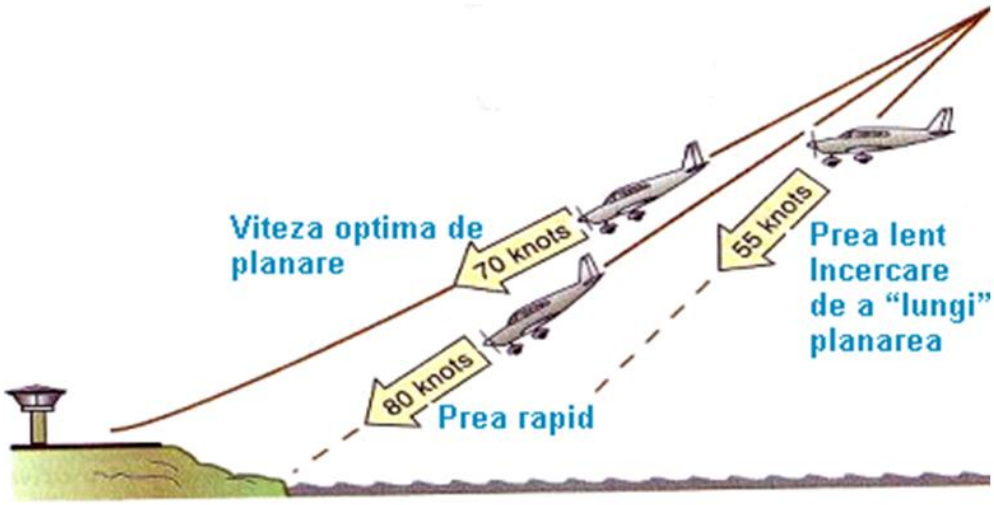


Fig 11.3. Panta de coborare functie de viteza

Folosirea flapsurilor

Orice utilizare a flapsurilor va creste rezistenta la inaintare mai mult decat portanta si prin urmare raportul F_z/F_x este mai mic. Aceasta da o panta mai abrupta (creste unghiul de planare). Folosirea flapsurilor pe o pozitie mai mica creste semnificativ portanta, cu o mica crestere a rezistentei la inaintare- de aici numele *flapsuri de portanta* care este dat uneori flapsurilor scoase la trepte inferioare.

Folosirea flapsurilor pe trepte mai mari dau cresteri mari ale rezistentei la inaintare cu doar putina crestere a portantei – de aici numele *flapsuri de frana* pentru setarile flapsurilor pe pozitii mai mari. Acestea vor da o panta mult mai abrupta. Si atitudinea scazuta a botului avionului care este necesara cu scoaterea flapsurilor ofera pilotului o vizibilitate mult mai buna.

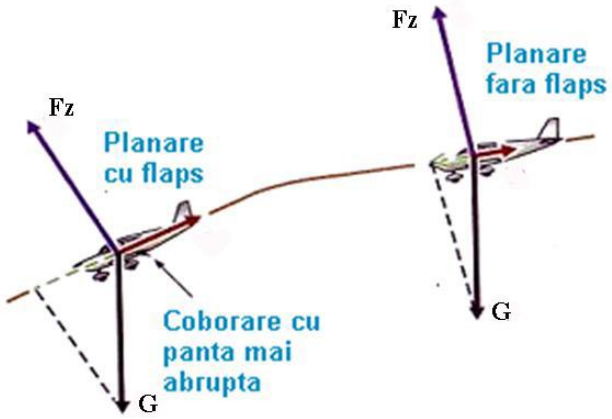


Fig 11.4. Marirea pantei la scoaterea flapsului

Greutatea

Daca greutatea este mai mica, avionul va avea o viteza mai mica la orice unghi de atac comparat cu situatia cand este mai greu.

La unghiul de atac pentru cel mai bun raport F_z/F_x F_z/F_x viteza va fi mai mica dar unghiul de panta va fi acelasi. Aceasta inseamna si ca rata de coborare a avionului atunci cand este mai usor este mai mica.

Viteza pe panta recomandata este in functie de greutatea maxima (din Manualul de zbor). Variatia in greutate pentru majoritatea avioanelor de antrenament nu este suficient de mare incat sa afecteze semnificativ panta daca viteza pe panta recomandata este folosita tot timpul – desi, teoretic, o viteza pe panta ceva mai scazuta poate fi folosita atunci cand avionul este mai usor.

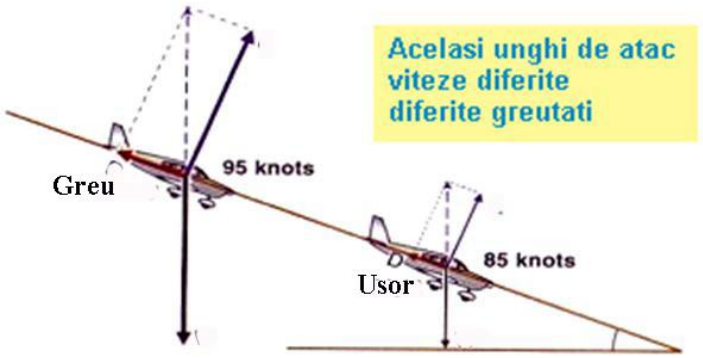


Fig 11.5. Viteza pe panta functie de greutate

Viteza de coborare recomandata in Manualul de Zbor al aeronavei este stabilita pentru toate greutatile normale ale avionului dumneavoastra de antrenament .

11.3 Distanta de planare fata de sol

.

Vantul din fata reduce distanta de planare fata de sol, desi nu afecteaza distanta de planare prin aer, si nici nu afecteaza rata de coborare.

Unghiul de planare este unghiul fata de fileurile *masei de aer* si nu este afectat de vant.

Unghiul de panta este unghiul traiectoriei avionului fata de *sol* si este afectat de vant.

Vantul din spate creste distanta de planare fata de sol (desi nu afecteaza distanta de planare fata de masa de aer sau rata de coborare).

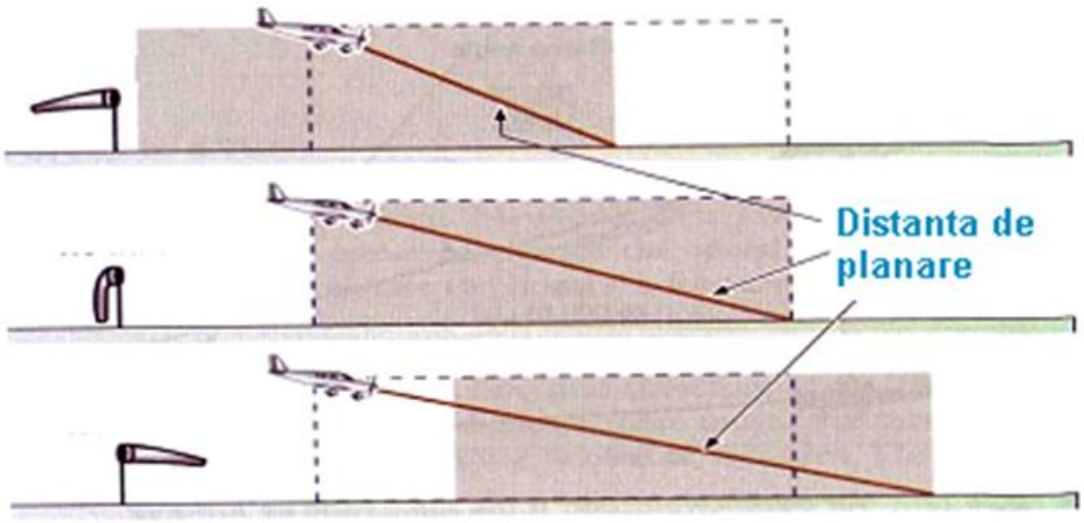


Fig 11.6. Distanta de planare sub influenta vantului

Vantul de fata reduce distanta de planare fata de sol.
Vantul de spate o mareste.
Vantul nu afecteaza rata de coborare.

Distanta de planare in curentul de aer laminar

Daca consultati figurile 11.2. si 11.3. ale fortelor care actioneaza pe panta veti vedea ca, pentru cel mai bun raport F_z/F_x, distanta de planare este cea mai mare. - Daca raportul F_z/F_x este 5:1, avionul va plana pe o distanta fata de sol de cinci ori mai mare decat inaltimea pierduta. Daca va aflati la o inaltime de o mila nautica (aproximativ 6,000 ft), veti zbura planat aprox.5 mile nautice. Daca va

aflati la aproximativ 12.000 ft (2 nm), veti zbura planat aproximativ 10 mile nautice.

Un avion cu un raport de 12:1 va zbura planat de 12 ori mai mult pe orizontala in curentul laminar decat inaltimea pe care o coboara. Vezi fig.11.7.

11.4 Controlul coborarii cu motorul in functiune

Puterea motorului uniformizeaza coborarea

Daca ansamblul elice-motor produce tractiune, atunci forta de tractiune va ajuta sa se depaseasca partial forta de rezistenta la inaintare. Rezultatul este acela ca avionul va avea un unghi de coborare mai putin accentuat si o rata de coborare mai mica decat la planarea cu motorul oprit. Desigur, cu o putere suficienta, unghiul de coborare poate fi zero, adica avionul va zbura orizontal. Cu cat mai multa putere, avionul poate urca.Vezi fig.11-8.

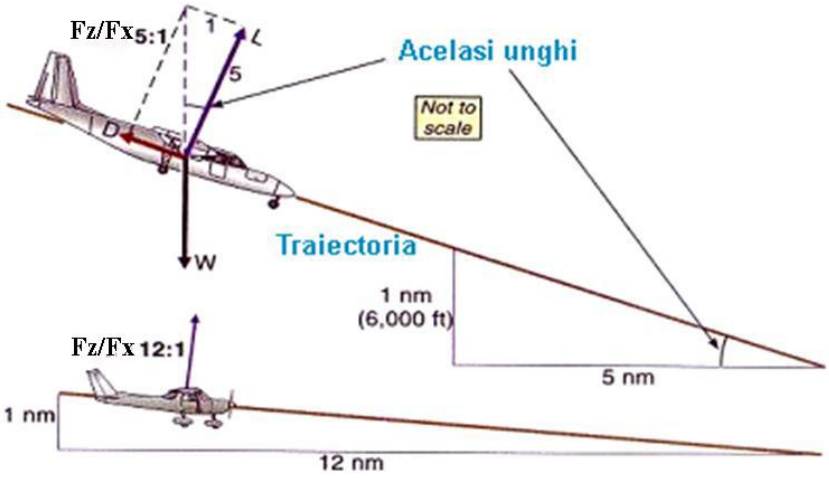


Fig 11.7.

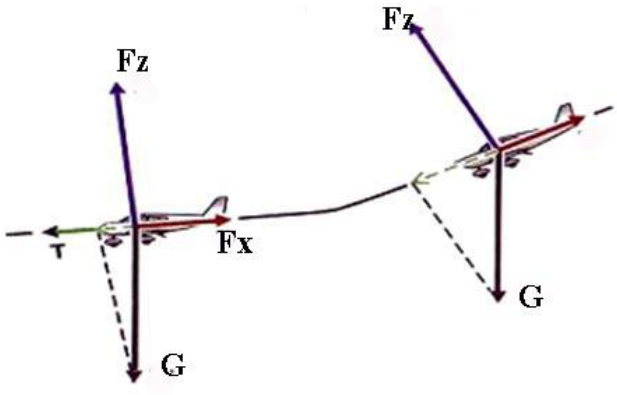


Fig 11.8.

Flapsurile accentueaza coborarea.

Daca zburati sub panta dorita, procedura corecta este de a mari puterea motorului si de a ridica botul avionului (doar ridicarea botului inrautateste situatia pentru ca accentueaza coborarea). Orice schimbare de putere va necesita niste ajustari minore la atitudinea botului avionului pentru ca viteza dorita sa fie mentinuta.

Daca zburati peste panta dorita, exista doua lucruri pe care le puteti face:

a) sa reduceti tractiunea, si/ sau

b) sa cresteti rezistenta la inaintare prin scoaterea flapsurilor, sau prin coborarea trenului de aterizare. De obicei cand scoateti flapsurile, este necesara o atitudine mai scazuta a botului avionului.

Pagină lăsată goală

CAPITOLUL 12.

12. Virajul

12.1 Fortele intr-un viraj

Un corp aflat in miscare are tendinta de a continua sa se miste intr-o linie dreapta la o viteza constanta (din prima lege a lui Newton despre miscare).

Pentru a schimba aceasta stare – fie sa schimbati viteza fie sa schimbati directia, adica sa accelerati miscarea corpului – o forta trebuie sa fie exercitata pe corp (a doua lege despre miscare a lui Newton).

Un corp care urmeaza sa se deplaseze pe o traiectorie curba are o tendinta naturala de a-si mentine traiectoria in linie dreapta, si prin urmare traiectoria va fi tangenta la linia curba. Pentru a-l mentine pe traiectoria curba, o forta trebuie sa actioneze incontinuu asupra corpului fortindu-l spre centrul virajului. Acesta se numeste *forta centripeta.*

Daca ridicati o piatra legata de o sfoara, mana dumneavostra ofera o forta de “ridicare” egala si opusa greutatii pietrei. Daca invartiti piatra in cerc, mana va ofera nu numai forta verticala pentru a echilibra greutatea dar si o forta centripeta pentru a mentine piatra in viraj. Forta totala exercitata prin sfoara este mai mare si veti simti aceasta crestere.

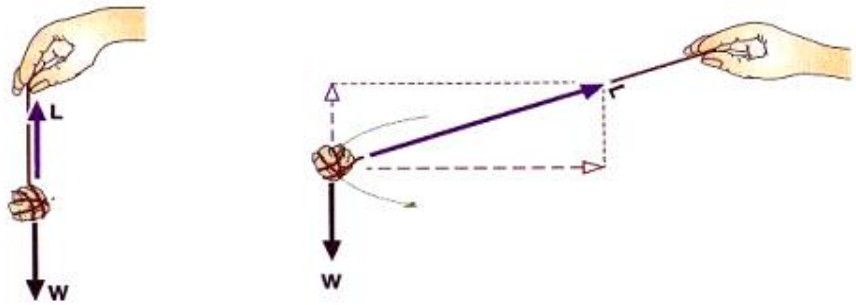


Fig 12.1.

Pentru a efectua un viraj cu un avion, este nevoie de o forta orientata spre centrul virajului. Acest lucru poate fi facut inclinand avionul si prin inclinarea fortei de portanta astfel incat aceasta sa aiba o componenta laterala.

In zborul rectiliniu orizontal, forta de portanta de la aripi echilibreaza greutatea avionului. Daca doriti sa virati avionul, aripile trebuie sa ofere o forta verticala pentru a echilibra greutatea (daca nu cumva vreti sa coborati) plus o forta centripeta spre centrul virajului pentru continuarea lui.

Forta portanta intr-un viraj la orizontala va fi mai mare decat forta portanta cand zburati rectiliniu orizontal. Pentru a majora aceasta forta portanta la aceeasi viteza a avionului, unghiul de atac al suprafetei portante trebuie crescut prin tragerea spre inapoi a mansei.

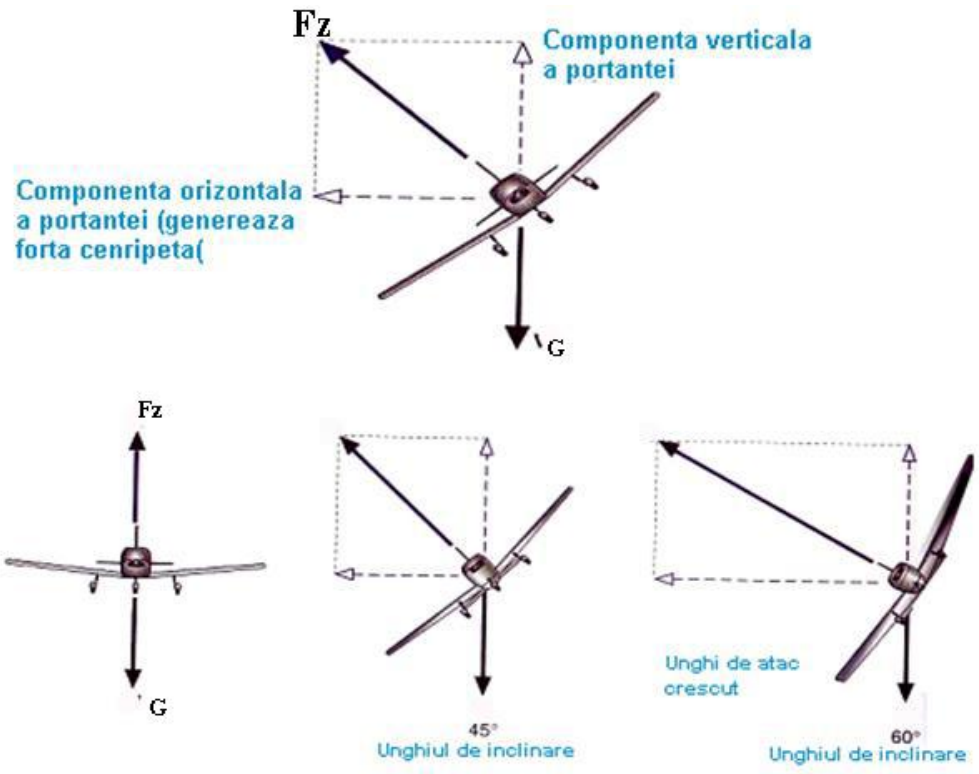


Fig 12.2.

Cu cat virajul la orizontala este mai inclinat, cu atat forta portanta necesara este mai mare.

Virati avionul folosind eleroanele (pentru a selecta unghiul de viraj) si profundorul (pentru a creste unghiul de atac si pentru a mari portanta).

Folositi eleroanele pentru a mentine unghiul de viraj dorit si profundorul pentru a mentine altitudinea dorita.

Directia este folosita pentru a controla miscarea laterala a botului avionului in timp ce intra si iese din viraj, si pentru a mentine echilibrul in timpul virajului.

Stabilitatea proiectata la un avion se opune virajului, si actionarea directiei cu o cantitate mica (directie in stanga,viraj la stanga si invers) ajuta sa aduca coada avionului pe traiectoria virajului adica directia este folosita pentru a echilibra virajul.

Veti resimti efectul fortelor in viraj ca o crestere in forta exercitata asupra voastra de catre scaun; se simte ca o crestere aparenta a greutatii voastre, care va fi cu atat mai mare cu cat inclinarea in viraj creste.

Fig 12.3.

12.2 Factorul de sarcina intr-un viraj

In zborul rectiliniu orizontal, aripa produce o forta portanta egala cu greutatea(F_z =G). Se spune ca factorul de incarcare este 1. Experimentati o forta de la scaun egala cu greutatea vostra normala, si o simtiti ca 1 g.

Intr-un viraj cu inclinarea de 60°, aripile produc a forta portanta egala cu dublul greutatii, F_z = 2 G. Aceasta inseamna ca sarcina pe aripi este dubla in comparatie cu zborul rectiliniu orizontal, adica fiecare metru patrat al aripii trebuie sa produca de doua ori mai multa portanta intr-un viraj cu o inclinare de 60°. Experimentati o forta de la scaun egala cu de doua ori greutatea dumneavostra. Acesta este 2g si factorul de sarcina este 2.

Factorul de sarcina este raportul fortei portante produsa de aripi comparate cu forta de greutate a avionului.

Factorul de sarcina = Portanta / Greutate = Sarcina pe aripa intr-o evolutie/Sarcina pe aripa in zbor rectiliniu orizontal

La o inclinare in viraj peste 60°, forta portanta generata de aripi trebuie sa creasca foarte mult astfel incat componenta sa verticala sa poata echilibra greutatea astfel avionul va pierde din inaltime.

Portanta crescuta de la aripi inseamna o sarcina crescuta a aripii si un factor de sarcina crescut. Putem arata acest lucru intr-o curba a factorului de sarcina in functie de unghiul de inclinare in viraj.

Note:

Intr-un viraj cu o inclinare de 30° veti avea 1.15 g-factor de sarcina. Aripile vor produce cu 15% mai multa portanta decat in zborul rectiliniu orizontal, si va veti simti cu 15 % mai greu.

La un viraj cu inclinare de 60°, factorul de sarcina este 2. Aripile trebuie sa produca o forta portanta dubla pentru a fi egala cu greutatea pentru ca avionul sa mentina inaltimea. Forta – g este 2g, si va veti simti de doua ori mai greu.

La o inclinare a virajului de 70°, factorul de sarcina este 3.

La o inclinare a virajului de 80°, factorul de sarcina este 6. Aripa trebuie sa produca de 6 ori mai multa portanta decat in zborul rectiliniu orizontal pentru ca avionul sa fie capabil de a efectua un viraj cu o inclinare de 80° fara sa piarda inaltime – acesta necesita calitati foarte bune la un avion.

Intr-un viraj cu o inclinare de 90°**,** forta portanta este orizontala, si desi are o marime infinita, nu are o componenta verticala pentru a echilibra greutatea. De aceea inaltimea nu poate fi mentinuta.

Factorul de sarcina creste odata cu marirea unghiului de inclinare in viraj.

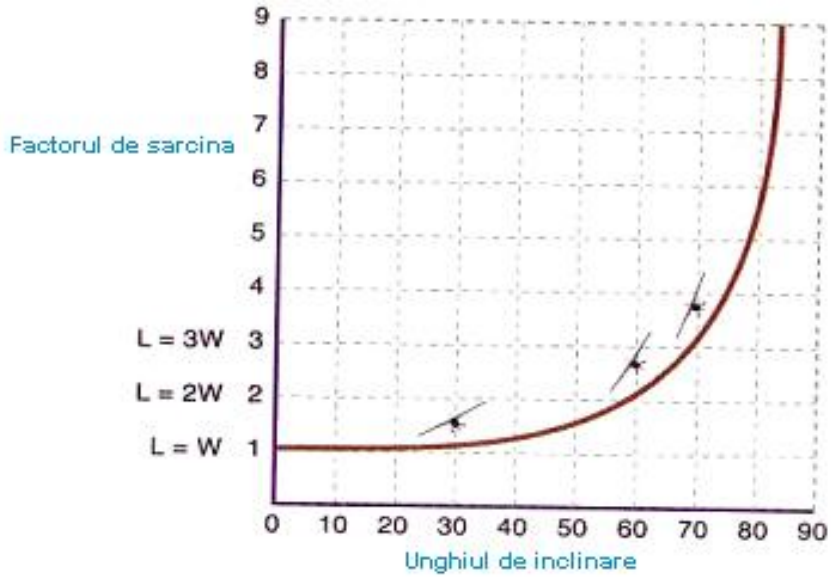


Fig 12.4. Factorul de sarcina functie de inclinare

12.3 Tractiunea in viraj

Intr-un viraj,cresterea portantei pe aripi este necesara pentru a mentine inaltimea. Aceasta se obtine prin tragerea spre inapoi a mansei pentru a creste unghiul de atac.

Cu cat unghiul de inclinare in viraj este mai mare, cu atat este necesar un unghi de atac mai mare si implicit o forta spre inapoi crescuta a mansei. Asa cum am vazut cind am discutat despre rezistenta la inaintare, o crestere a unghiului de atac va duce la o crestere a rezistentei induse. Daca intr-un viraj orizontal trebuie mentinuta o viteza a avionului constanta, trebuie majorata tractiunea pentru a echilibra cresterea rezistentei la inaintare in viraj.

Daca nu se majoreaza tractiunea, viteza se va reduce intr-un viraj orizontal. Viteza poate fi mentinuta permitind avionului sa piarda inaltime, adica sa schimbe energia potentiala cu energie cinetica.

Intr-un viraj,este necesara majorarea tractiunii pentru mentinerea inaltimii si vitezei

12.4 Viteza limita intr-un viraj

Intr-un viraj, unghiul de atac trebuie sa fie mai mare decat la aceeasi viteza in zborul rectiliniu orizontal. Aceasta inseamna ca unghiul de atac critic va fi atins la o viteza mai mare intr-un viraj – cu cat unghiul de atac este mai accentuat, cu atat este mai mare viteza la care unghiul de atac critic este atins.

La o inclinare in viraj de 30°, viteza limita creste cu 7% peste viteza limita din zborul rectiliniu orizontal.

La o inclinare a virajului de 45°, viteza limita creste cu 19 %.

La o inclinare a virajului de 60°, viteza limita creste cu 41%.

La o inclinare a virajului de 75°, viteza limita creste cu 100%

Daca avionul dumneavoastra atinge viteza limita la 50 kt in zborul rectiliniu orizontal, atunci la un viraj cu inclinare de 60° viteza limita va fi de (141% la 50 kt) – 71 kt –avand o crestere semnificativa. In viraje accentuate, veti simti efectul vitezei limita la viteze mai ridicate.

Unghiul de atac critic la un viraj orizontal se manifesta la viteze mai mari (functie de marimea inclinarii) decit la zborul orizontal rectiliniu

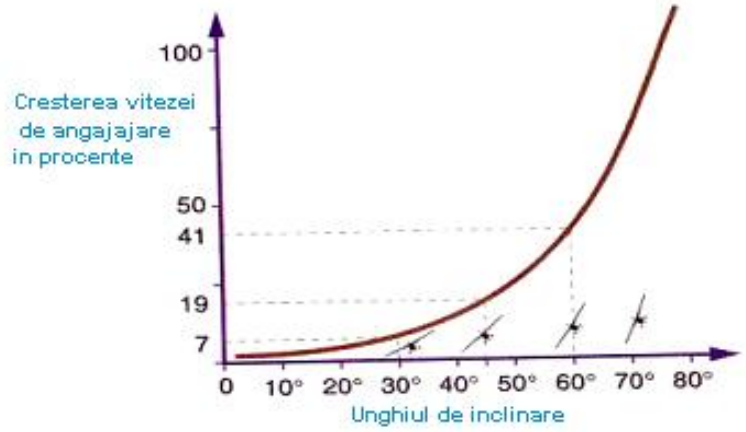


Fig 12.5.

12.5 Suprainclinarea / Subinclinarea in timpul virajului

Suprainclinarea in viraje la orizontala si in urcare

Pentru un viraj orizontal, inclinarea avionului se realizeaza cu eleroanele. De indata ce avionul incepe sa vireze, aripa exterioara se deplaseaza mai repede decat aripa interioara si astfel genereaza mai multa portanta (si rezistenta la inaintare). Tendinta este ca unghiul de inclinare sa creasca.

Pentru a depasi tendinta de suprainclinare intr-un viraj orizontal, de indata ce ati atins inclinarea in viraj dorita, reveniti cu mansa pentru a stopa continuarea inclinarii avionului.

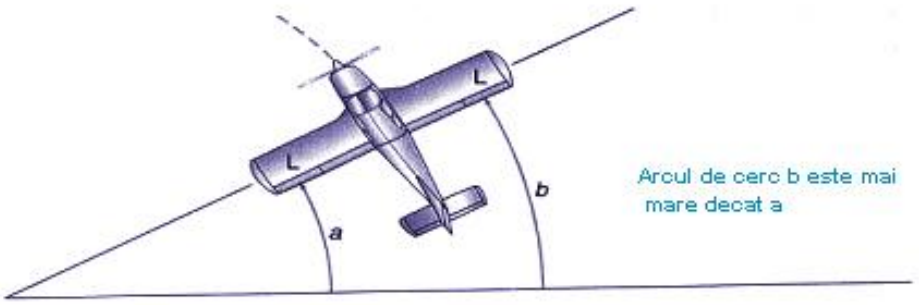


Fig 12.6.

La un viraj in urcare, aripa exterioara se deplaseaza mai repede si produce mai multa portanta decat aripa interioara.

Trebuie luat in considerare si un al doilea efect: acela ca, pe masura ce aripile interioare si cele exterioare urca, aripa exterioara se deplaseaza pe o distanta orizontala mai mare pe exteriorul virajului.

Unghiul de atac al aripii din exteriorul virajului este mai mare decat cel pentru aripa din interiorul virajului si astfel portanta produsa de aripa exterioara intr-un viraj in urcare va fi mai mare. In timp ce va aflati intr-un viraj in urcare, este posibil sa fiti nevoit sa opriti continuarea inclinarii pentru a evita ca virajul sa devina prea accentuat – nu este nevoie sa planificati acest lucru, doar sa fiti atent la ce se intampla si sa mentineti unghiul de inclinare dorit cu eleroanele.

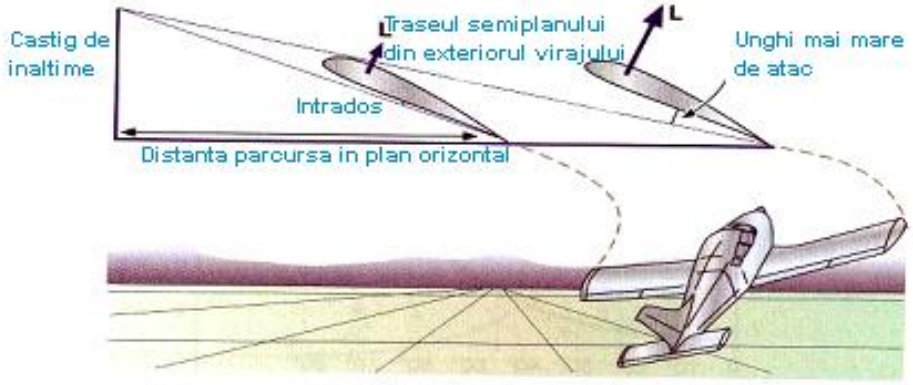


Fig 12.7.

Subinclinarea / Suprainclinarea in timpul virajului in coborare

Intr-un viraj in coborare, aripa exterioara se deplaseaza mai repede si va produce mai multa portanta decat aripa interioara, dar, datorita coborarii, aripa interioara parcurge o distanta orizontala mai mica pentru aceeasi pierdere de inaltime prin comparatie cu aripa exterioara si astfel are un unghi de atac mai

mare. Prin urmare, aripa interioara are tendinta de a produce mai multa portanta – si cele doua efecte se pot anula.

Intr-un viraj in coborare, este posibil sa mentineti sau nu inclinarea, in functie de avion. Din nou, nu este nevoie sa planificati acest lucru, doar sa mentineti unghiul de inclinare dorit cu eleroanele.

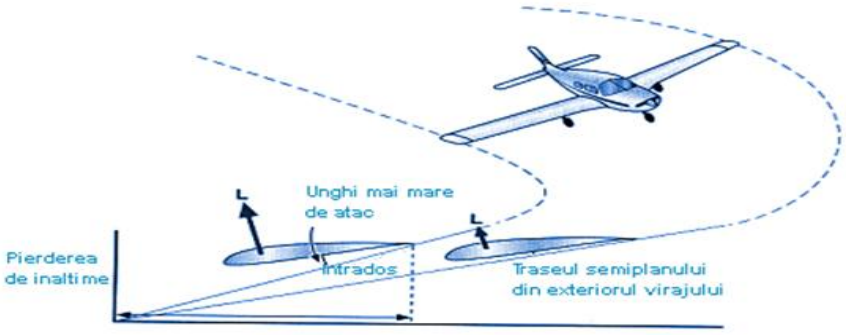


Fig 12.8.

12.6 Echilibrarea virajului

Pilotul inclina avionul folosind eleroanele, si exercita o presiune spre inapoi asupra mansei, folosind profundorul pentru a creste unghiul de atac. Stabilitatea naturala a avionului il va face sa isi intoarca botul inspre interiorul virajului, datorita efectului de alunecare in lateral pe suprafetele fuselajului in spatele centrului de gravitatie.

Exista un efect care tinde sa intoarca botul avionului in sens opus virajului – cunoscut ca rezistenta (la inaintare) a eleronului. Cand eleronul exterior coboara in zona de mare presiune de sub aripa, genereaza nu numai cresterea portantei (pentru a inclina avionul prin cresterea unghiului de atac al aripii ascendente), dar si cresterea rezistentei induse.

Aceasta crestere a rezistentei la inaintare pe aripa ascendenta face ca botul avionului sa vireze in directia opusa virajului – si acest lucru nu este nici comfortabil nici eficient. Se spune ca avionul aluneca in interiorul virajului – *viraj glisat*. Directia va fi pe partea interioara a virajului. Va veti simti ca si cum alunecati in jos spre partea joasa a avionului.

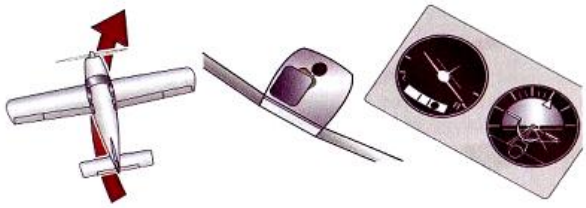


Fig 12.8. Viraj glisat

Daca impingeti directia inapoi la centru cu piciorul adecvat, botul avionului (si coada) este virat astfel ca axa longitudinala a avionului este tangentiala cu virajul. Directia va fi la centru si intoarcerea va fi echilibrata- viraj echilibrat. Va veti simti comfortabil pe scaun si nu ca si cum alunecati in jos in interiorul virajului.

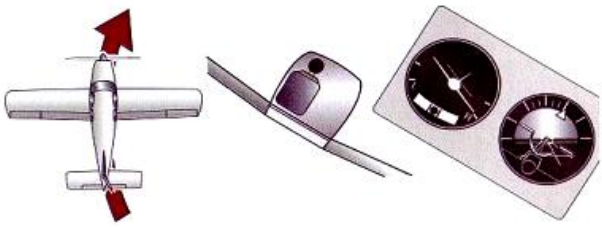


Fig 12.9. Corectarea virajului glisat

Daca coada tinde sa derapeze spre exteriorul virajului, directia (si dumneavoastra) veti fi aruncati spre exterior – *viraj derapat*. Daca bila de semnalizare se afla pe stanga, folositi directie stanga pentru a o muta inapoi la centru.

Bila de semnalizare “fuge” de picior si vine dupa mansa.

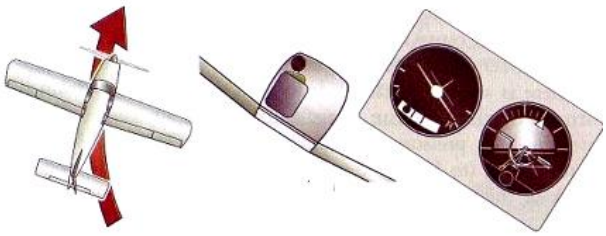


Fig 12.10. Viraj derapat

Virajul cu unghi de inclinare constant

Un avion intr-un viraj cu o inclinare de 30° se va deplasa de-a lungul diferitelor traiectorii circulare in functie de viteza avionului. La viteza redusa virajul este mai strans (raza virajului este mai mica) decat la o viteza ridicata.

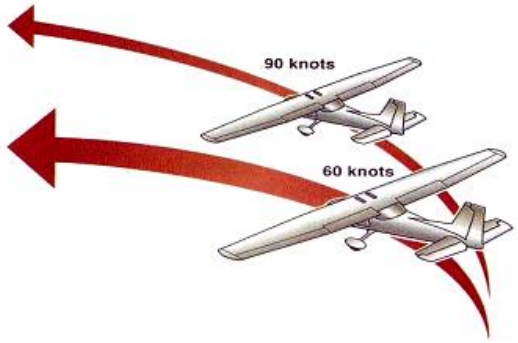


Fig 12.11.

Virajul cu o raza constanta

Pentru a efectua un viraj cu aceiasi raza la o viteza mai mare este necesar un unghi de inclinare mai mare.

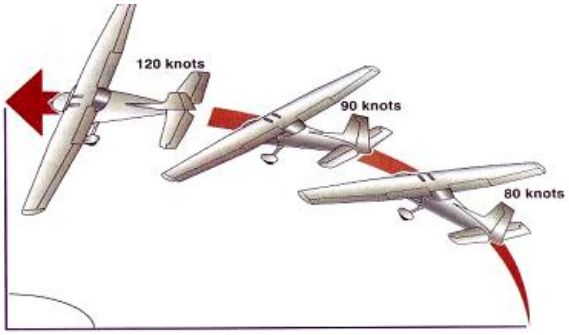


Fig 12.12.

Virajul la viteza constanta

La o viteza constanta, cu cat unghiul de inclinare este mai mare, cu atat virajul este mai strans (si cu atat este mai mica raza virajului) si mai mare rata virajului (in grade pe secunda).

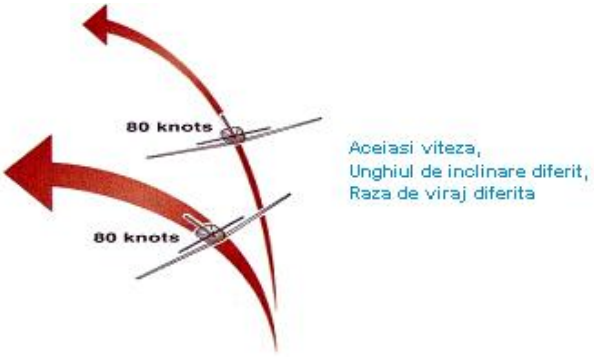


Fig 12.13.

Virajul cu o rata constanta

Rata virajului unui avion in grade pe secunda este importanta. Zborul instrumental se executa de obicei cu viraje cu *rata – 1* (sau rata standard) de 3° grade pe secunda. Aceasta inseamna ca avionul va vira:

- 180° in 1 minut;
- 360° in 2 minute.

Un viraj cu rata 1 la o viteza mai mare necesita un unghi de inclinare mai mare.

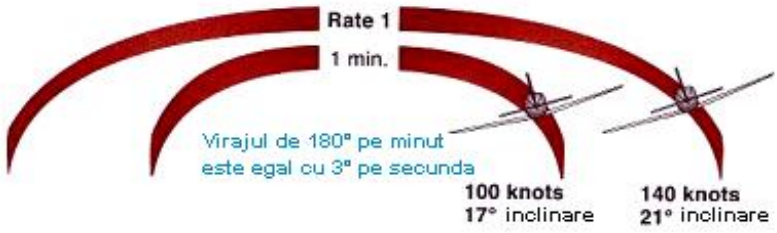


Fig 12.14.

O modalitate usoara pentru a estima *unghiul de inclinare* (in grade) necesara pentru un viraj cu rata 1 este: 1/10 din viteza in noduri(kt), plus 7°.

De exemplu, unghiul de inclinare necesar pentru un viraj cu rata 1 la 120 kt este 120 / 10 = 12, plus 7° = 19° de inclinare.

Daca indicatorul vitezei aerului (ASI) este gradat in mile statutare (SM) pe ora (mph) formula este modificata la: 1/10 din viteza in mph, plus 5° .

De exemplu, unghiul de inclinare necesar pentru un viraj cu rata 1 la 120 mph este 120/ 10 = 12, plus 5° = 17° de inclinare.

Un viraj cu rata 2 este de 6° pe secunda.

CAPITOLUL **13**.

13. Viteza limita

13.1 Atingerea vitezei limita

Curentul de aer din jurul unei suprafete portante variaza pe masura ce unghiul de atac creste. Pentru majoritatea conditiilor de zbor aceasta curgere este o curgere laminara si se aplica teorema lui Bernoulli – viteza crescuta a curentului de aer presiune statica scazuta. Viteza de curgere crescuta a curentului de aer (indeosebi peste zona superioara a aripilor) duce la presiune statica scazuta – astfel este generata forta portanta. Rezistenta la inaintare este de asemenea prezenta.

Capacitatea de portanta, sau coeficientul de portanta, al suprafetei portante creste cand creste si unghiul de atac - dar numai pana la un anumit unghi denumit *unghi critic.*

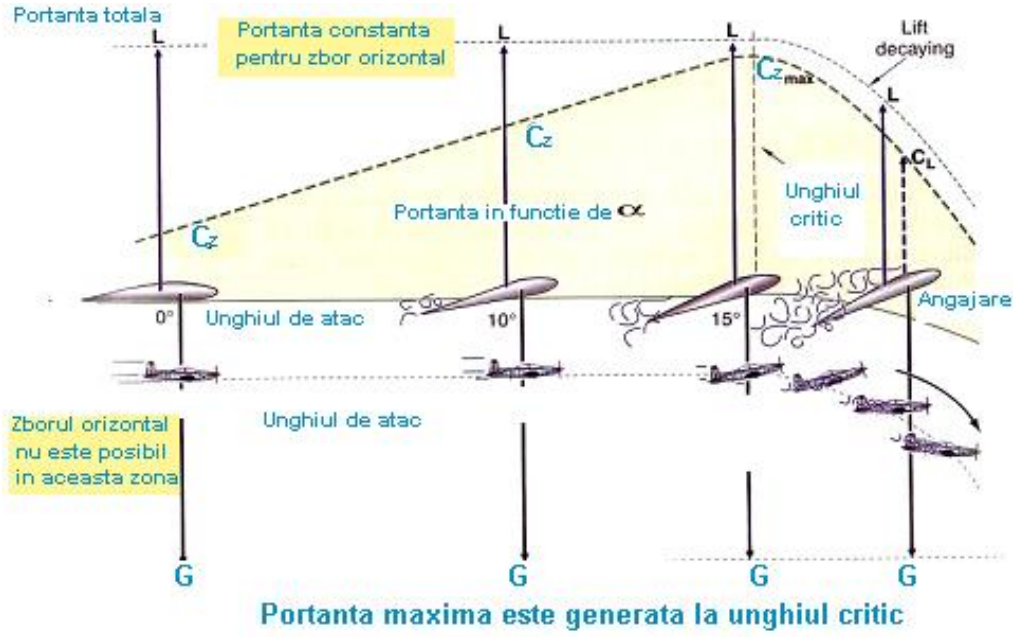


Fig 13.1.

In mod ideal curentul de aer din jurul unei suprafete portante este laminar. In realitate curentul laminar se separa la un punct de suprafata portanta si devine turbulent.

La unghiuri de atac scazute acest punct de separare se afla spre capatul (bordul de fuga) aripii si turbulenta nu este semnificativa.

La unghiuri de atac mai ridicate punctul de separare se muta inainte. Pe masura ce unghiul de atac este crescut si unghiul critic este atins, punctul de separare se va misca brusc inainte, generind o mare cresterea a turbulentei de deasupra aripii.

Formarea presiunilor statice scazute pe zona superioara a aripii (generatorul principal al fortei portante) este diminuata de o “rupere” a curentului laminar. Curentul turbulent nu genereaza formarea zonelor de presiune statica scazuta.

Capacitatea de portanta a aripii (coeficientul de portanta, C_z) scade considerabil dincolo de acest unghi de atac critic ca rezultat al scaderii curgerii laminare.

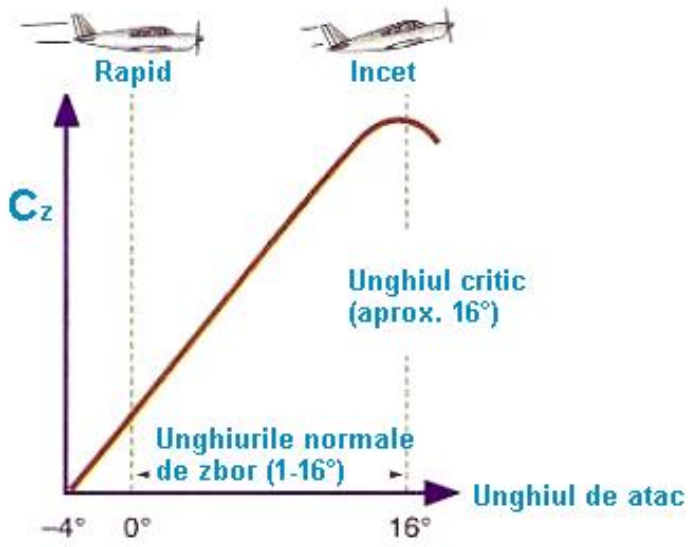


Fig 13.2. Unghiul de incidenta critic

Viteza la care are loc o modificarea semnificativa a curgerii laminare in turbulenta deasupra unei aripi se numeste *viteza limita* a suprafetei portante.

Unghiul critic sau *unghiul vitezei limita* este acolo unde C_z atinge valoarea maxima si peste care C_z scade in mod evident.

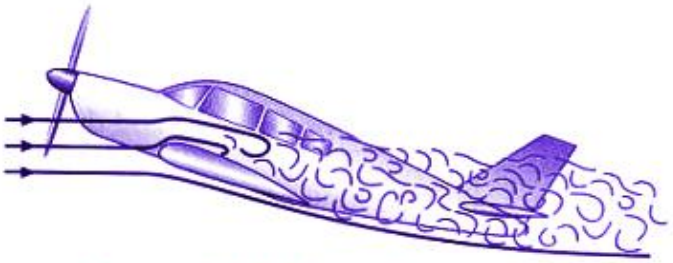
Dincolo de unghiul vitezei limita, centrul de presiune (care a inaintat treptat pe masura ce unghiul de atac creste) se muta brusc inapoi si are loc o crestere rapida a rezistentei la inaintare.

Viteza limita are loc la unghiul de atac critic

13.2 Recunoasterea vitezei limita

In apropierea unghiului de atac al vitezei limita, curentul de aer laminar se rupe, divizandu-se deasupra diferitelor parti ale aripii si aerul turbulent zboara inapoi deasupra cozii avionului. Fuselajul si comenzile avionului vor resimti niste “vibratii” produse de curentul de aer, acest fenomen fiind cunoscut ca “vibrarea” dinaintea vitezei limita sau “bataia comenzilor”. Acestea sunt semnele de avertizare a atingerii iminente a vitezei limita.

La atingerea vitezei limita, scaderea portantei va face ca avionul sa se infunde. Miscarea inapoi a centrului de presiune (CP) va face ca botul avionului sa coboare.



Curgerea turbulenta peste ampenaj

Fig 13.3.

Pentru majoritatea avioanelor de antrenament, unghiul de atac al vitezei limita este de aproximativ 15° - 16°. $C_{z\ maxim}$ are loc la unghiul de atac al vitezei limita, dar dincolo de el C_z scade.

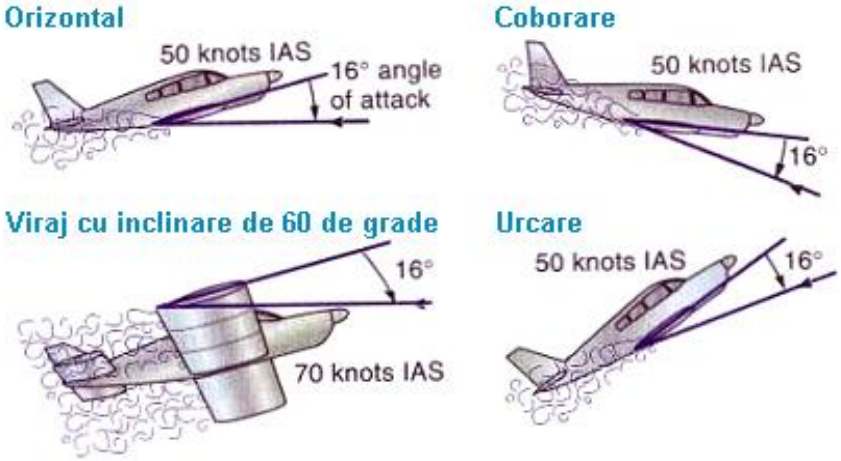


Fig 13.4.

Fig 13.5. Revenirea de la viteza limita

Pentru a reveni la zborul normal din faza de zbor corespunzatoare vitezei limita, unghiul de atac trebuie redus. Acest lucru este realizat prin miscarea rapida (nu bruscata) a mansei spre inainte pentru a stopa efectul vitezei limita pe aripi. Daca viteza avionului este scazuta, asa cum se intampla de obicei, trebuie de asemenea majorata puterea motorului la maximum pentru a creste viteza cat se poate de repede. Revenirea din zona vitezei limita trebuie inceputa la primul indiciu de manifestare al acesteia.

Cand recunoasteti simptomele caracteristice vitezei limita pe timpul zborului,micsorati unghiul de atac si coborati botul avionului.

Unghiul critic si viteza limita

Formula portantei este:

Portanta = C_z * ½ ρ V² * S

Dintre factorii care determina valoarea fortei de portanta, pilotul poate doar sa schimbe imediat unghiul de atac (C_z) si viteza indicata a avionului(1/2 ρ V^2). Le puteti schimba modificind atitudinea si/ sau puterea motorului.

Pentru o suprafata portanta data:

- viteza limita are loc la un anumit unghi de atac.
- cand suprafata portanta ajunge la acest unghi de atac critic – avionul va ajunge la viteza limita.

Nu conteaza care este viteza avionului; daca unghiul critic pentru o anume suprafata portanta este de 16°, va atinge viteza limita la 16° – indiferent de viteza avionului.

O suprafata portanta specifica va atinge viteza limita la un anume unghi de atac, dar viteza limita poate avea loc de exemplu la:

- 50 kt in zbor rectiliniu orizontal pentru un avion la greutatea maxima;

- 45 kt in zbor rectiliniu orizontal atunci cand este usor;
- 54 kt la un viraj cu o inclinare de 30°
- 70 kt intr-un viraj cu o inclinare de 60° ; si
- 80 noduri daca efectuati o iesire de 3 g dintr-un zbor in picaj.

De asemenea, viteza indicata (IAS) la care avionul ajunge la viteza limita in zborul rectiliniu orizontal este aproximativ aceeasi la toate altitudinile.

Viteza limita depinde direct de unghiul de atac si nu de viteza aerului.

Exista totusi o oarecare legatura intre unghiul de atac si viteza indicata. Aceasta relatie precisa depinde de:

a) portanta produsa de suprafata portanta;
b) greutate;
c) factorul de sarcina;
d) unghiul de inclinare al virajului;
e) puterea motorului;
f) setarea flapsurilor (care schimba forma suprafetei portante si prin urmare C_z).

13.3 Factorii care influenteaza viteza limita

Valoarea radacinii patrate a portantei

Am mentionat faptul ca legile radacinii patrate sunt comune. Principiile implicate in producerea portantei nu reprezinta o exceptie:

$$\text{Portanta} = C_z * ½ \rho V^2 * S$$

Viteza indicata (IAS) este direct proportionala cu viteza adevarata (TAS sau V) si poate fi scrisa ca IAS = k x TAS sau IAS = k x V,unde k este o constanta la o altitudine anume si a carei valoare depinde de raportul dintre densitatea aerului(ρ)la nivelul marii si densitatea aerului la altitudinea de zbor a avionului. Putem scrie acum ecuatia portantei ca:

$$\text{Portanta este in functie de } C_z \text{ x } (\text{IAS})^2$$

La unghiul de atac critic, coeficientul de portanta atinge valoarea maxima, scrisa ca C_{zmax} ,si relatia la viteza limita va fi:

Portanta la viteza limita este in functie de C_{zmax} x(viteza limita indicata)²

Din moment ce C_{zmax} va fi constant pentru o anume suprafata portanta, relatia poate fi simplicata mai departe la:

Portanta la viteza limita este in functie de (viteza limita indicata)²

Cu alte cuvinte, radacina patrata a vitezei limita indicate depinde de portanta pe care aripa trebuie sa o produca. Apoi, luind radacina patrata a fiecari parti din aceasta relatie, putem spune:

Viteza limita indicata(IAS) depinde de radacina patrata a portantei.

Aceasta inseamna ca:

Orice necesitate de producere a unui plus de portanta (precum greutatea in plus sau factor de sarcina g intr-o manevra precum virajul) va genera o crestere a vitezei limita indicate.

Viteza de care depinde performata avionului, si viteza pe care pilotul o poate citi in cabina, este viteza indicata (IAS). La unghiul de atac critic:
Viteza limita depinde de radacina patrata a portantei necesare si portanta necesara depinde de greutate si de factorul de sarcina.

Daca portanta necesara este crescuta cu 44% de 1,44 ori mai mult decat portanta initiala, atunci viteza limita va creste cu radacina patrata de 1,44, adica cu 1,2ori mai mult decat viteza limita initiala in zborul rectiliniu orizontal- o crestere de 20%. O viteza limita in zbor rectiliniu orizontal de 50 kt ar deveni 60 kt (o crestere de 20%) daca, pentru vreun motiv, o crestere de 44% a portantei este necesara.

O portanta crescuta este necesara pentru a efectua un viraj la orizontala cu inclinare mare, sau pentru iesirea din zborul in picaj accentuat sau, oricand exista un factor de sarcina crescut. O alta denumire pentru factorul de sarcina sau fortele – g este *sarcina (incarcatura) dinamica.*

Unghiul de atac critic ramane neschimbat dar viteza limita creste oricand sarcina dinamica sau factorul de sarcina creste.

Acum, desigur, nu puteti sta in cabina si sa calculati diferite radacini patrate- dar trebuie sa stiti urmatorul lucru:

Viteza limita creste cand factorul de sarcina creste.

Daca simtiti fortele – g atunci viteza limita este crescuta.

Estimarea vitezei limita cand apare efectul unui factor de suprasarcina g

Daca factorul de sarcina este mai mare de 1, atunci viteza limita va fi crescuta. Cand faceti manevre in timpul zborului nu aveti timp pentru calcule precise, dar trebuie sa stiti ca viteza limita va fi crescuta destul de semnificativ in anumite ocazii.

La o suprasarcina de 4g (dincolo de limita majoritatii avioanelor de antrenament), viteza limita este dublata, adica creste cu un factor egal cu radacina patrata a lui 4, care este 2.

La o suprasarcina de 2g (sa zicem intr-un viraj la 60°), viteza limita este crescuta cu un factor egal cu radacina patrata a lui 2, adica 1.41, ceea ce repezinta o crestere de 41%. Acest lucru este ilustrat pe graficul de mai jos.

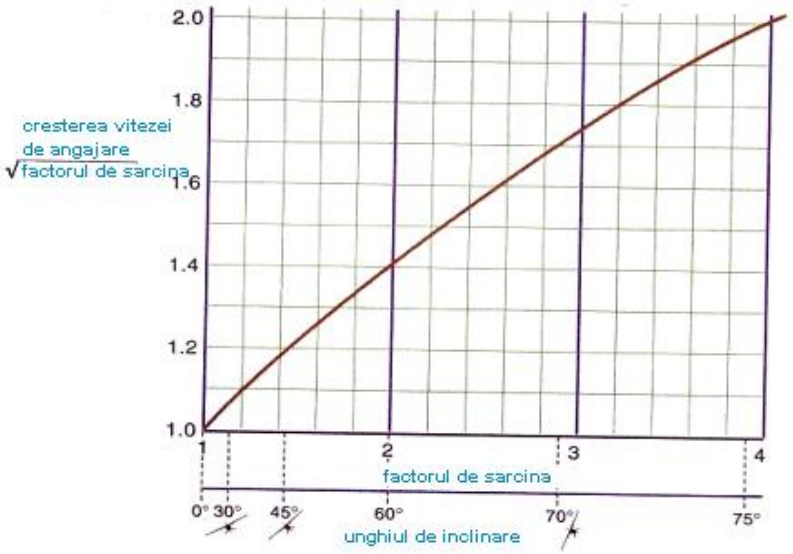


Fig 13.6.

O portanta crescuta este necesara intr-un viraj (pentru ca forta de portanta este oblica si totusi o componenta verticala egala cu greutatea trebuie sa fie produsa in continuare), portanta intr-un viraj trebuie sa depaseasca greutatea, si de aceea factorul de sarcina este mai mare de 1.

Cu cat un viraj este mai inclinat, cu atat factorul de sarcina este mai mare (fortele – g) si valoarea vitezei limita este mai ridicata. Este folositor si practic de stiut cresterea in procente a vitezei limita la zborul rectiliniu orizontal la cateva unghiuri de inclinare a virajului.

Intr-un viraj cu o inclinare de 30°, viteza limita creste cu 7%. Intr-un viraj cu o inclinare de 30°, portanta trebuie crescuta de la 100% la 115% fata de valoarea celei de la zborul rectiliniu orizontal, adica de 1.15 ori mai mare decat valoarea initiala. De aceea viteza limita va creste de 1.07 ori (radacina patrata a lui 1.15), adica o crestere de 7%. Viteza limita de 50 kt in zborul rectiliniu orizontal devine 54 kt intr-un viraj inclinat la 30° .

Intr-un viraj cu o inclinare de 45°, viteza limita creste cu 19%. Intr-un viraj cu o inclinare de 45°, portanta este de 1.41 ori mai mare decat portanta in zborul rectiliniu orizontal. Factorul de sarcina este de 1.41. De aceea viteza limita va creste de 1.19 ori mai mult decat valoarea initiala (radacina patrata a lui 1.41). O viteza limita de 50 kt in zborul rectiliniu orizontal devine 60 kt intr-un viraj orizontal cu inclinare de 45°.

Intr-un viraj cu o inclinare de 60°, viteza limita creste cu 41%. Intr-un viraj cu o inclinare de 60°, portanta trebuie dublata pentru a mentine altitudinea. Factorul de sarcina este 2. De aceea viteza limita va creste de 1.41ori fata de

valoare initiala (radacina patrata a lui 2). O viteza limita de 50 kt din zborul rectiliniu orizontal devine 71 kt intr-un viraj cu o inclinare de 60°.

Factorul de sarcina

De cate ori forta de portanta a aripilor este crescuta, factorul de sarcina creste si viteza limita creste. Acest lucru va avea loc in viraje, la iesirea din picaje accentuate, la rafale de vant si in turbulente.

Viteza limita creste odata cu cresterea factorului de sarcina,la aceeasi greutate.

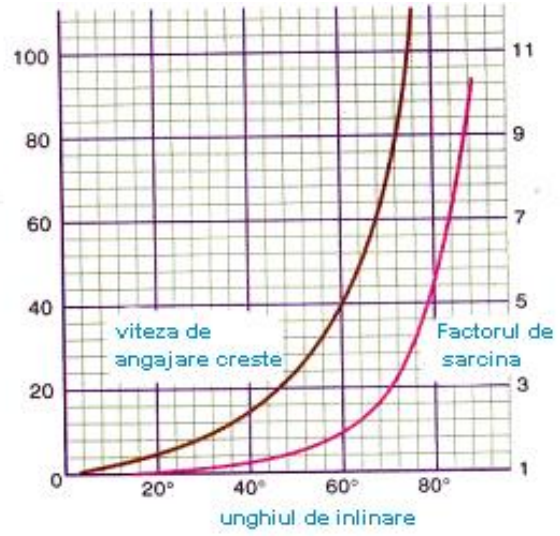


Fig 13.7.

Greutatea

In zborul rectiliniu orizontal, portanta generata trebuie sa fie suficient de mare pentru a echilibra greutatea.Un avion greu are nevoie de o forta portanta mare.

Am observat mai devreme faptul ca viteza limita variaza cu radacina patrata a portantei. Daca greutatea scade 20% la doar 0.8 din valoarea sa initiala, atunci viteza limita va scadea (radacina patrata a lui 0.8) = de 0.9 ori din valoarea sa initiala (9x9=81, deci radacina patrata a lui 80 este aproape de 9, si radacina patrata a lui 0.8 este aproape de 0.9).

Daca viteza limita la greutatea maxima (sa zicem 2.000 kg)a fost mentionata in Manualul de zbor ca fiind 50 kt, atunci la 1.600 kg (20 % mai putin, si numai 80% din greutatea maxima), viteza limita este de numai 90% din viteza limita initiala (o scadere de 10%) adica 45 kt.

In mod asemanator, o crestere in greutate va da o crestere a vitezei limita.

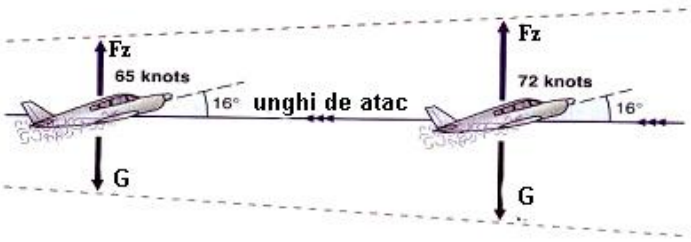


Fig 13.8.

Valoarea vitezei limita creste cu greutatea,unghiul de atac critic ramamind acelasi.

Manualul de zbor al aeronavei mentioneaza valoarea vitezei limita cu motorul oprit la greutatea maxima permisa de la decolare(MTOW).

Altitudinea

Viteza limita este o functie a lui C_{zmax} (care apare la unghiul de atac critic) si viteza indicata a avionului(care este determinata de ½ ρ V^2).

O variatie in altitudine nu va afecta C_{zmax} si astfel unghiul de atac critic va fi atins (la zbor rectiliniu orizontal) la aceeasi viteza limita indicata.

Puterea motorului

Cu motorul pornit suflul elicei adauga energia cinetica (a miscarii) la curentul de aer. Separarea curentului de aer de zona superioara a aripii este intarziata, si astfel viteza limita are loc la o viteza indicata mai scazuta.

Pe masura ce avionul cu motorul functionand se apropie de unghiul de atac critic, atitudinea cu botul ridicat permite tractiunii sa aiba o componenta verticala care se va opune partial greutatii. De aceea, aripile sunt putin “descarcate” si este nevoie de mai putina portanta de la ele. Mai putina portanta inseamna o viteza limita scazuta.

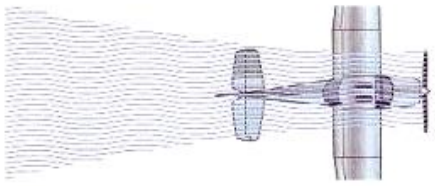


Fig 13.9.

Pe masura ce avionul cu motorul functionand se apropie de viteza limita, elicea va genera un curent de aer cu o viteza mai mare peste coada

avionului.Directia si profundorul vor ramane eficiente, dar eleroanele, nefiind afectate de curentul elicei, vor deveni mai putin eficiente.

Daca curentul elicei genereaza producerea de portanta pe partile interioare ale aripii, atunci pe suprafetele exterioare ale aripii este posibil sa apara mai devreme fenomenele specifice vitezei limita. Orice producere inegala de portanta pe suprafetele exterioare ale celor doua aripi va duce la o inclinare rapida.

Torsiunea aripii

Daca are loc o pierdere de portanta inegala pe suprafetele exterioare ale aripii langa varfurile acestora, pentru ca una din ele ajunge mai devreme la viteza limita, atunci are loc un moment puternic de rotire(inclinare) datorat momentului creat de lungimea bratului dintre suprafetele exterioare ale aripii pana la centrul de gravitatie. De asemenea, este afectata eficienta eleroanelor.

Este de preferat atingerea vitezei limita la baza aripii – permitand sa fie resimtite trepidatiile caracteristice angajarii (datorata curentului de aer turbulent de la incastrarea aripii) in timp ce varful aripii produce in continuare portanta si eleroanele pot fi in continuare eficiente. O pierdere inegala de portanta la incastrarea aripii, daca o aripa ajunge la viteza limita inaintea celeilalte, nu are un moment de rotire la fel de puternic.

Aripa poate avea constuctiv o torsiune – un unghi de incidenta mai scazut (si prin urmare un unghi de atac scazut) la varful aripii comparativ cu baza aripii. Acest lucru inseamna ca zona de la baza aripii va ajunge la unghiul de atac critic inaintea varfului aripii.

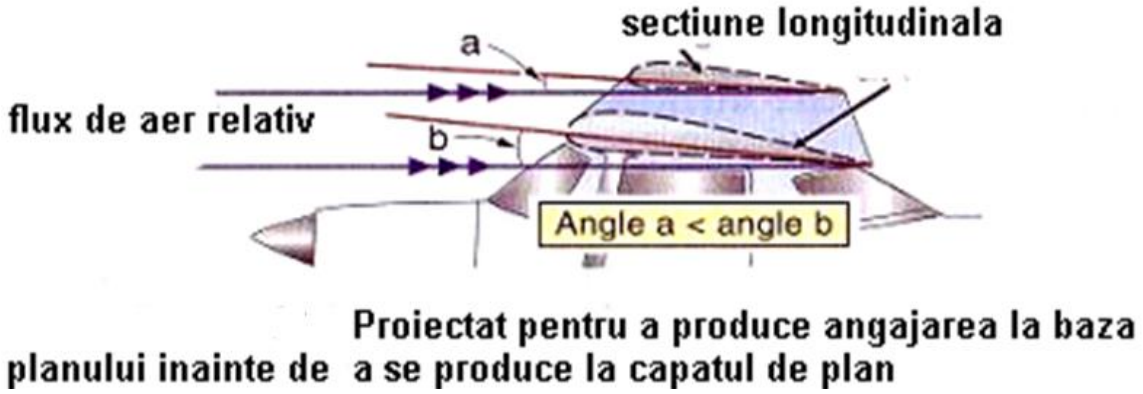

sectiune longitudinala
a
flux de aer relativ
b
Angle a < angle b
Proiectat pentru a produce angajarea la baza
planului inainte de a se produce la capatul de plan

Fig 13.20.

Aparitia vitezei limita mai intai la baza aripii poate fi obtinuta de proiectant prin mai multe modalitati. De exemplu, placi mici de metal pot fi plasate la bordul de atac pe partea de jos pentru a facilita aparitia timpurie a vitezei limita la baza aripii.

Gheata, chiciura si alte contaminari ale aripii

Formarea givrajului are doua efecte:

a) Gheata pe aripi (indeosebi jumatatea din fata a zonei superioare unde este generata cea mai multa portanta) va cauza o "rupere"prematura a curentului de aer laminar la unghiuri de atac sub valoarea unghiului de atac critic normal. De aceea, viteza limita va avea loc la valori de viteze mai ridicate.

b) Givrajul mareste greutatea, si astfel viteza limita va fi crescuta.

Oricat de putina gheata ar fi, chiar daca avionul este numai brumat, trebuie indepartata de pe aripa inaintea zborului.

Givrajul indiferent de amploarea lui cat si alte forme de contaminare ale aripii cresc valoarea vitezei limita.

Flapsurile

Scoaterea flapsurilor da o noua forma suprafetei portante cu un C_{zmax} crescut adica o suprafata portanta "noua" care are o capacitate de portanta mai mare si poate duce aceeasi incarcatura la o viteza mai mica. Viteza poate scadea la o valoare mai mica inainte de atingerea lui C_{zmax} si inainte de aparitia fenomenelor asociate vitezei limita pe aripi.

Micsorarea valorii vitezelor limita este marele avantaj al flapsurilor. Asigura un zbor sigur la viteze mai mici – foarte folositoare pentru decolari, aterizari (pe piste mai scurte) si la zboruri de cautare la viteze reduse. Scoaterea flapsurilor de la bordul de fuga permite atitudini ale avionului cu botul mai jos. Nu numai ca vizibilitatea din cabina este crescuta, dar unghiul de atac critic va fi de asemenea atins la o atitudine scazuta a botului avionului.

Viteza limita cu flapsurile scoase poate fi insotita de o inclinare a aripii. Folositi directia pentru a preveni miscarile laterale in plus ale botului avionului,nu eleroanele. Din cauza cresterii rezistentei la inaintare cu flapsurile scoase, orice scadere a vitezei in special cu motorul oprit, poate fi destul de rapida, pilotul fiind avertizat cu putin timp in avans despre o iminenta aparitie a vitezei limita.

La viteza limita cu flapsurile scoase, turbulenta deasupra cozii avionului poate cauza un control slab al profundorului – cunoscut ca "umbrirea" profundorului. Unele avioane de antrenamnet au o coada in T cu stabilizatorul orizontal amplasat sus pe stabilizatorul vertical pentru a reduce "umbrirea" profundorului la viteza limita.

Scoaterea flapsurilor scade valoarea vitezei limita.

Folositi directia pentru a corecta inclinarile reduse ale aripii.

13.4 Dispozitive de avertizare a vitezei limita

Majoritatea avioanelor sunt echipate cu un dispozitiv ca un pinten la bordul de atac al aripii sub forma unei placute actionata de curentul de aer care stabileste un contact electric aprinzand un bec cu lumina rosie si/sau un sistem acustic pentru a avertiza pilotul asupra aparitiei iminente a vitezei limita. Un astfel de mecanism este secundar fata de avertizarile aerodinamice despre aparitia simptomelor caracteristice vitezei limita pe care trebuie sa invatati sa le recunoasteti, precum scaderea vitezei, efectul fortelor – g sau factorul de sarcina, si comenzile din cabina mai putin eficiente.

Influenta vintului:

a) vantul de fata va micsora distanta de planare, marind unghiul de planare (θ);
b) vantul de spate va mari distanta de planare, micsorand unghiul de planare.

Se poate calcula cu relatia:

$D_{(la\ Vn)} = H \times Kn \pm v \times t$ (exprimata in metrii);

Unde t = timpul de planare cu valoarea egala cu raportul dintre inaltime (H) si viteza descendenta (w), ambele utilizand acelasi sistem de unitati (m sau km).

Influenta greutatii:

Diferentele de greutate ale aceleasi aeronave nu modifica finetea aeronavei (K) si deci nici unghiul de planare sau distanta de planare pentru vant nul.

Marimea greutatii va influenta viteza descendenta (w), prin marirea vitezei de planare la acelasi unghi de incidenta si in final *timpul de planare.* Si aici se face prezenta influenta vantului, astfel distanta de planare cu vant la marirea greutatii (timpul va scade), factorul (± v x t) se va micsora, iar distanta de planare se va apropia de cea fara vant; daca greutatea se micsoreaza, distanta de planare va fi influentata in mai mare masura de vant.

13.5 Vria

Vria este o evolutie care apare datorita unei erori de pilotaj sau la comanda pilotului.

In timpul vriei, aeronava executa simultan doua rotatii:

a) o rotatie in jurul axei longitudinale a aeronavei;
b) o rotatie in jurul axei verticale.

Traiectoria descrisa pe timpul vriei, este o spirala verticala .

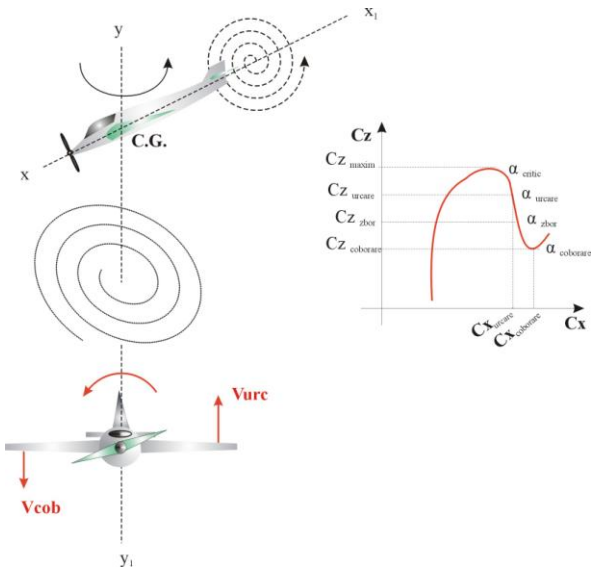


Fig 13.21. Vria

Cauza care duce la angajarea aeronavei in vrie este pierderea stabilitatii transversale datorita depasirii incidentei critice ($\alpha_{cob.} > \alpha_{urc.}$); in acest mod se modifica rezistenta la inaintare pe cele doua aripi, astfel $Fx_{cob.} > Fx_{urc}$. Apare moment de rotatie pe axul vertical, aeronava se inclina pe o parte si face viraj pe aceeasi parte.

Clasificarea vriei:

a) dupa pozitia initiala a aeronavei:
- vrie normala;
- vrie rasturnata.

b) dupa pozitia axului longitudinal al aeronavei fata de orizontala:
- vrie verticala;
- vrie plata.

Caracteristisile vriei verticale:

raza spiralei este de ½ din anvergura;
unghiul de incidenta $\alpha \approx 25^0$;
viteza de rotatie este mai mica fata de viteza de rotatie la vrie plata;
pierderea de inaltime la un tur complet de vrie este de aproximativ 100 m;
tendinta mansei – are tendinta sa se deplaseze catre in fata sau chiar poate ramane pe punctul neutru.

Caracteristisile vriei plate:
raza spiralei este mult mai mica;
unghiul de incidenta este mai mare de 25^0;
viteza de rotatie este mare;
pierderea de inaltime la un tur complet este mai mare, putand ajunge la cca. 1000 m;
tendinta mansei – apasa puternic asupra pilotului.

Angajarea aeronavei in vrie normala(pozitiva)

Pentru angajarea in vrie, se trage de mansa pana cind aeronava depaseste unghiul de incidenta critic, apoi se strica echilibrul transversal actionand palonierul in directia in care se doreste sa se faca vria si datorita actiunilor, aeronava se va inclina in partea in care sa actionat palonierul, intrand in vrie pe stanga sau dreapta.

Scoaterea aeronavei din vrie normala(pozitiva)

Pentru scoaterea din vrie, este necesar sa se opreasca mai intii miscarea de rotatie in jurul axului vertical si numai dupa aceea profundorul va avea eficacitate, putand sa oprim si miscarea de rotatie in jurul axului longitudinal.
Fortele mari de inertie care apar datorate rotatiei in jurul axei verticale, dau un moment de „cabraj" mare care nu poate fi anulat prin actiunea profundorului. Intii se va actiona palonierul in partea opusa rotatiei, mansa va ramane pe loc sau se va impinge foarte usor in fata. Dupa incetarea rotatiei in jurul axei verticale (y-y_1), se elibereaza palonierul si se impinge energic de mansa pana cand incidenta devine mai mica decat valoarea incidentei critice. Aici aeronava fiind stabila transversal, rotatia in plan orizontal (axa x-x_1) va inceta de la sine, aeronava revenind intr-un picaj pronuntat.

Factori de influenta:

Scoaterea aeronavei din vrie, este influentata de:

a) tractiunea elicei – cind elicea este deplasata superior fata de axul longitudinal al avionului, pentru scoaterea din vrie se „baga" motorul in plin. Ca urmare va apare un moment de picaj si avionul iese din vrie.
M_{picaj} = Fz x a; unde a este distanta dintre axul elicei si axul longitudinal al avionului.

b) momentul giroscopic al alicei; la vria care se executa pe acelasi sens de rotatie cu cel al elicei, momentul giroscopic al elicei va ajuata la scoaterea avionului din vrie; la vria care se executa cu rotirea in sensul invers al sensului de rotire al elicei, momentul giroscopic al acesteia va ridica avionul de bot si va duce la ingreunarea scoaterii din vrie a avionului.

c) „Umbrirea" suprafetelor de comanda (functie de forma ampenajului); la aceasta evolutie, viteza avionului este apropiata de viteza verticala, iar in spatele ampenajului orizontal va apare un curent turbionar si ca urmare a actiunii acestuia directia nu va mai fi eficienta.

Spirala

Spirala in este evolutia care se face in scopul de a castiga sau pierde inaltime utilizand in acest scop o arie degajata.

Spiala in coborare se deosebeste de vrie prin faptul ca incidenta este mai mica decat incidenta critica, fiind o combinatie intre zborul planat si viraj.

Fortele care actioneaza asupra aeronavei in spirala:

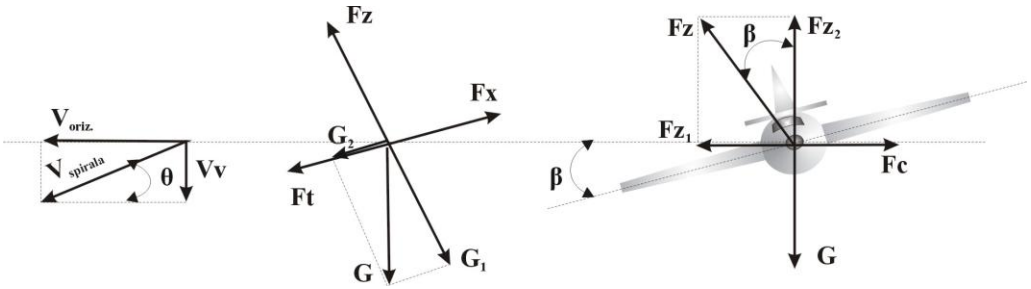


Fig 13.22

Ecuatii de echilibru:

$Fz_2 = G_1$;
$Fz_1 = Fc$;
$Fx = G_2 + Ft$;
$Fz_2 = Fz \cos\beta$;
$Fz_1 = Fz \sin\beta$;
$G_1 = G \cos\theta$;
$G_2 = G \sin\theta$.
$Fz \cos\beta = G \cos\theta$;
$Ft \sin\beta = Fc$;
$G \sin\theta + Ft = Fx$.
$Vv = V_{spirala} \times \sin\theta$;
$V_{oriz.} = V_{spirala} \times \cos\theta$.

Concluzie: cu cat unghiul de planare este mai mare, cu atat raza spiralei va fi mai mica.

13.6 Fazele aterizarii

Aterizarea este evolutia prin care o aeronava ia contact cu suprafata de aterizare si ruleaza sau aluneca pana la oprire.

Profilul aterizarii este dat de traiectoria descrisa de C.G. al aeronavei in evolutie.

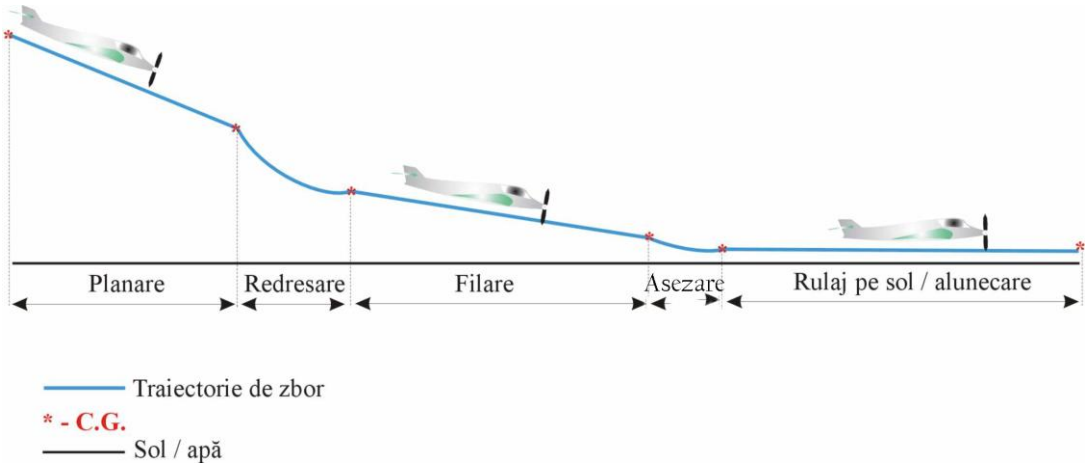


Fig 13.23.

Redresarea este portiunea curbilinie pe care traiectoria aeronavei trece de la cea inclinata pe orizontala in vederea planarii in palier deasupra solului sau apei.

Filarea (franare in zbor orizontal) sau palierul aeronavei deasupra solului sau apei necesara pentru reducerea vitezei inaintea contactului cu solul sau apa.

Rularea aeronavei (alunecarea) – deplasarea aeronavei pana in momentul opririi.

Fortele care actioneaza asupra aeronavei si ecuatia de echilibru.

Planarea

tren scos;
flaps scos.
Ecuatia de echilibru: $Fx = G_1$ si $Fz = G_2$
$G_1 = G \sin\theta_{\text{planare}}$
$G_2 = G \cos\theta_{\text{planare}}$
Finetea trebuie sa fie minima
Cz_{planare} aproximativ egal cu 50 – 70% din Cz_{maxim}.

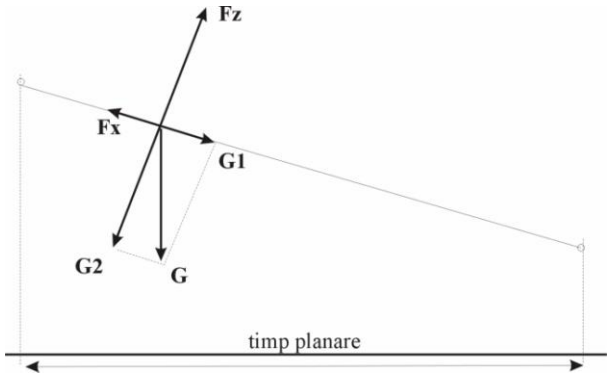


Fig 13.24.

Redresarea

Este necesar ca aeronava sa aiba o anumita rezerva de viteza si de inaltime, care va varia in functie de unghiul de planare.

Ecuatia de echilibru:

$Fz = G_2 + Fc$

$Fx = G_1$

$G_1 = G \sin\theta$

$G_2 = G \cos\theta$

In cazul redresarii aeronava franeaza sub actiunea fortei de rezistenta aerodinamica egala cu greutatea impartita la finete. De aceea se va mari unghiul de atac pentru ca portanta sa ramana egala cu greutatea. Aceasta crestere are loc pana cand se atinge valoarea maxima a coeficientului de portanta; ca urmare a acestei actiuni, aeronava „cade" pe sol. Viteza corespunzatoare acestei „caderi" va fi chiar viteza de aterizare.

$Cz_{redresare} = (0,7 \div 0,9) \times Cz_{maxim}$

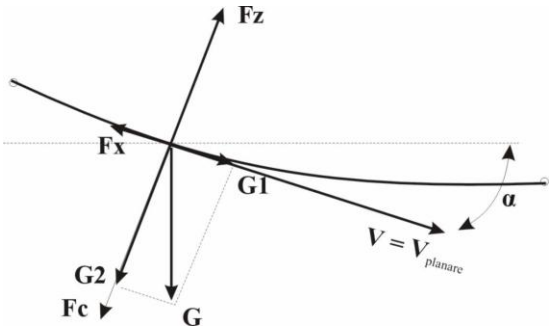


Fig 13.25.

Filarea

Ecuatia de echilibru

$Fz \approx G$

$Fx = Fi$

In timpul filarii viteza scade, cand aeronava ia contact cu solul sau apa botul este foarte ridicat.

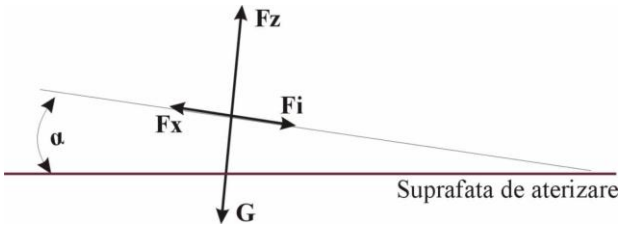


Fig 13.26.

Rulajul

Ecuatia de echilibru:

$G = Fz + N$ unde $N = N_1 + N_2$

$Fx = Fi + Ff$ unde $Ff = Ff_1 + Ff_2$

Viteza de aterizare

Valoarea vitezei in momentul initial al „caderii" pe sol difera de cea din momentul in care aeronava ia contact cu suprafata de aterizare. Pentru momentul initial al „caderii" pe suprafata se mentine inca egalitatea intre portanta si greutatea aeronavei.

`In mod aproximativ se poate arata ca viteza aeronavei in momentul atingerii suprafetei de aterizare de la H = 0,3 m, reprezinta circa 0,94% din valoarea Vitezei de aterizare.

Pentru calculul vitezei de aterizare, se pot folosi formulele simplificate:

$$V_{aterizare} = 12 \sqrt{\frac{G}{S}}$$ - pentru aripi fara voleti

Si

$$V_{aterizare} = 10 \sqrt{\frac{G}{S}}$$ - pentru aripi cu voleti

Incarcarea pe aripa influenteaza direct viteza de aterizare. Daca G/S creste va rezulta si o crestere a Vitezei de aterizare.

Dupa aterizare, se poate micsora distanta de rulare prin folosirea parasutelor de franare, sau a franelor pentru roti, etc.

CAPITOLUL 14.

14. Comenzile la sol

Controlul directional se face prin folosirea: directiei, manevrabilitatea rotii de bot (care poate fi conectata la paloniere), turatia motorului si frane. Curentul de aer din jurul directiei ii creste eficienta. In timpul rulajului pe sol nu intoarceti prea brusc, indeosebi cand se ruleaza cu o viteza mai mare – un CG ridicat, un ecartament mic, sau un efect nefavorabil al vantului (vant tare in partea virajului) toate se pot combina pentru a va amplifica miscarea de rotire, facand sa coboare varful aripii exterioare pana la lovirea solului. Orice vant va avea tendinta de a invarti avionul cu botul in vant – asa ca aveti grija cand rulati pe pista cu vant lateral si vant din spate.

Viteza este controlata prin putere (turaj al motorului) si de frane, majorarea puterii cu maneta de gaz este folosita de obicei pentru a accelera avionul si atunci cind acesta este in miscare, puterea poate fi redusa pentru micsorarea vitezei de rulaj. Rezistenta aerului, frictiunea solului si franele rotilor vor incetini avionul. Este o dovada de maiestrie aviatica sa nu folositi puterea motorului impotriva franelor. O frinare dura, in special la un avion cu bechie (roata in spate), poate face ca acesta sa coboare botul pina la lovirea solului cu elicea. Franarea unui astfel de avion il poate destabiliza directional – CG (datorita inertiei) va incerca sa se mute inaintea rotilor principale pe care sunt aplicate franele. La un avion cu roata de bot (teren de aterizare triciclu), franarea nu va face ca avionul sa vireze.

Efectul vantului lateral.

Un vant lateral va avea tendinta de a ridica aripa aflata in vant, in special daca, constructiv are un unghi diedru mare. Aripile pot fi tinute la acelasi nivel cu eleroanele (mansa in partea vantului). Va exista si o tendinta a avionului de a intoarce botul inspre vant.

Efectul vantului din spate.

Rulajul pe sol cu viteza mare si vant de spate nu se recomanda, fiind chiar periculos.

De asemenea va scadea stabilitatea directionala, vantul actionand mai intai pe suprafetele mari ale cozii o intoarcere, odata inceputa, poate fi dificil de controlat. La vant din spate puternic, instructorul dumneavoastra de zbor va poate sfatui sa tineti mansa inainte – aceasta coboara profundorul si evita crearea unei forte portante de catre vantul din spate pe coada avionului.

Rulajul

Urmatoarele informatii de baza despre rulaj sunt valabile atat pentru avioanele cu roata de bot, cat si pentrru cele cu bechie.

Rulajul este miscarea controlata a avionului pe sol efectuata datorita fortei de tractiune generata de grupul moto-propulsor. Din momentul in care avionul incepe sa se miste, intre platforma si pista, pilotul trebuie sa inteleaga foarte bine procedurile de rulaj si sa fie experimentat in executarea lor.

Luarea la cunostinta despre alte aeronave care decoleaza, aterizeaza sau efectueaza manevra de taxi si consideratia pentru dreptul la prioritate a celorlalti sunt esentiale pentru siguranta.

In timpul rulajului pilotul trebuie sa se uite afara, atat in lateral cat si in fata. Pilotul trebuie sa observe intreaga zona din jurul avionului pentru a se asigura ca evita toate obstacolele si celelalte aeronave.

Oricand exista dubii asupra posibilitatii de a ocoli un obstacol, pilotul ar trebui sa opreasca avionul si sa puna pe cineva sa verifice daca distanta este suficienta pentu a efectua manevra. Este posibil sa fie necesar ca avionul sa fie mutat de personalul de la sol.

Este dificil de stabilit o regula pentru o singura viteza pentru a efectua rulajul in siguranta. Ceea ce in anumite imprejurari este rezonabil si prudent in alte conditii ar putea fi imprudent si dezastros.

Cele mai importante cerinte pentru a efectua rulajul in siguranta sunt controlul pozitiv, abilitatea de a recunoaste posibilele pericole in timp util pentru a le evita si abilitatea de a opri sau intoarce unde si cand se doreste, fara a folosi mai mult decat este necesar franele. Pilotii trebuie sa execute manevrele la viteze mici pe cai de rulare aglomerate sau ocupate.

In mod normal viteza trebuie sa fie adaptata astfel incat deplasarea avionului sa fie dependenta de actionarea manetei de gaz, adica suficient de mica incat atunci cand aceasta este redusa avionul se opreste prompt.

Cand exista marcaje pe mijlocul caii de rulare, acestea ar trebui urmarite, cu exceptia cazurilor in care este necesar sa se ocoleasca avioane sau obstacole.

In timpul rulajului este bine sa incetiniti inainte de a incepe un viraj. Virajele rapide,cu viteze mari suprasolicita trenul de aterizare si pot provoca schimbari de directie ce nu mai pot fi controlate sau chiar capotari. Acestea sunt mai probabile cand se vireaza de pe o traiectorie cu vant de spate catre o traiectorie in care exista vand de fata. Cand vantul sufla moderat sau puternic, pilotii vor observa tendinta avionului de a se orienta catre vant cand acesta este lateral.

Cand se ruleaza la viteze corespunzatoare in conditii fara vant, eleroanele si profundorul nu au efect asupra controlului directiei de deplasare a avionului. Suprafetele de control nu ar trebui considerate directionale si ar trebui tinute in pozitia neutra.

Mentinera directiei de deplasare se realizeaza prin actionarea palonierelor care actioneaza asupra directiei si a franelor. Pentru a intoarce avionul pe sol,

pilotul trebuie sa actioneze asupra directiei in partea dorita de intoarcere si sa foloseasca puterea motorului sau franele atat cat este necesar pentru a controla viteza de manevra.

Palonierele trebuie actionate in directia de intoarcere pana aproape in momentul in care aeronava ajunge in punctul in care intoarcerea este terminata. Apoi se inceteaza actionarea palonierului din directia respectiva sau se actioneza celalalt palonier cat este nevoie.

Pentru a misca aeronava de pe loc este nevoie de mai multa putere furnizata de motor, decat cea necesara pentru a incepe un viraj sau pentru a mentine deplasarea intr-o directie data.

Cand se foloseste putere suplimentara, maneta de gaze trebuie imediat redusa cand aeronava incepe sa se miste, pentru a preveni acceleratia in exces.

Cand se incepe pentru prima data procedura de taxi, franele trebuie testate pentru o mai buna operare, de indata ce avionul este pus in miscare. Pentru aceasta se actioneza maneta de gaze pentru a incepe rulajul, apoi aceasta se reduce si se actioneaza simultan franele. Daca actiunea franelor nu este satisfacatoare se opreste motorul imediat.

Prezenta vantului de fata de la moderat la puternic si/sau fluxul puternic de aer produs de elice fac necesara actionarea profundorului pentru a mentine controlul asupra pozitiei avionului in timpul rulajului.

In cazul avioanelor cu roata de bot profundorul trebuie tinut in pozitia neutra, in timp ce in cazul avioanelor cu bechie mansa trebuie tinuta trasa pentru a tine bechia avionului pe sol.

Rulajul cu vand de coada va necesita mai putina putere dupa ce miscarea incepe doarece vantul va impinge avionul in fata.(Fig 14.1.).

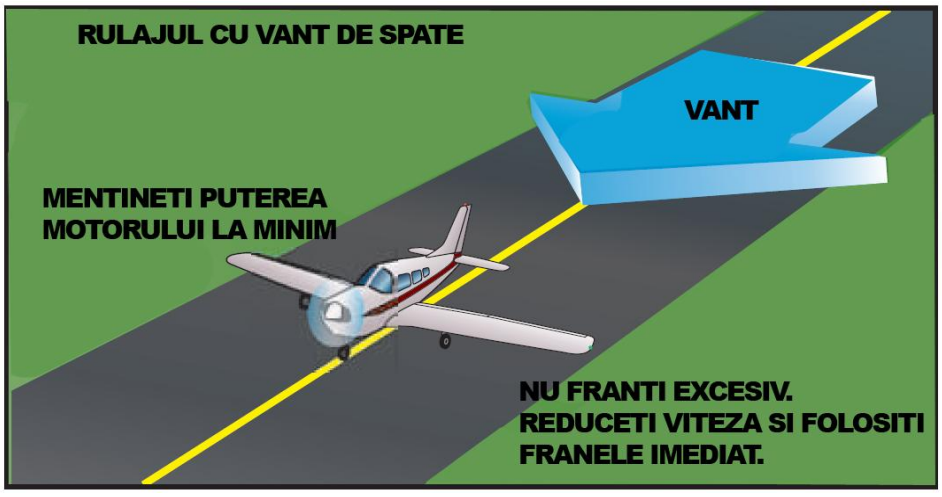


Fig 14.1. Rulajul cu vant de spate

Pentru a evita folosirea excesiva a franelor cand se ruleaza cu vant de spate se mentine puterea motorului la minim. Pentru a controla viteza este de preferat sa se actioneze franele ocazional.

In afara cazurilor in care se executa viraje bine definite la viteze mici, maneta de gaze ar trebui sa fie tinuta la relanti inainte sa se actioneze franele. Este o eroare comuna a elevilor sa ruleze folosind o turatie care necesita controlarea vitezei aeronavei pe sol cu ajutorul franelor.

Acesta esta echivalentul aeronautic al conducerii unui autovehicul actionand simultan atat pedala de acceleratie cat si cea de frana.

Cand se ruleaza cu vant din lateral-fata, aripa din vant va tinde sa fie ridicata daca mansa nu va fi tinuta in acea directie (eleronul din vant ridicat) (Fig 14.2.).

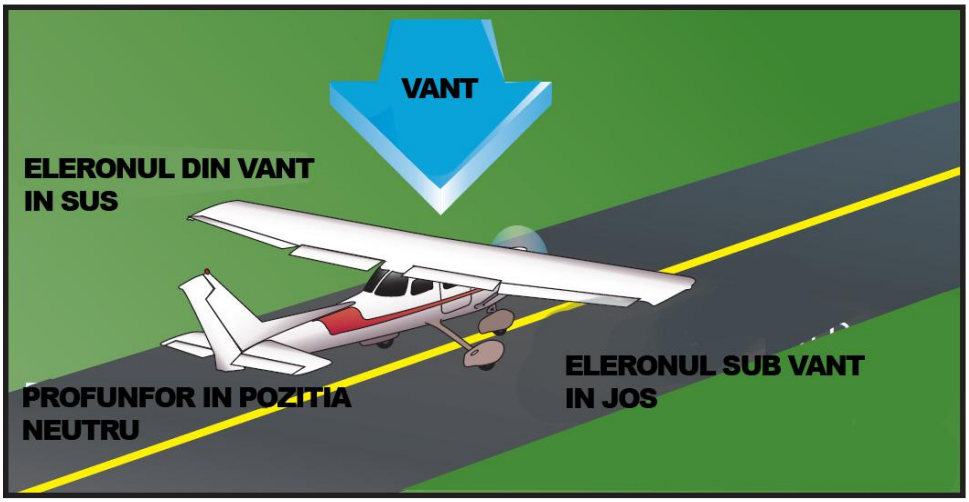


Fig 14.2. Rulajul cu vant lateral-fata

Tinand eleronul din vant ridicat se reduce vizibil efectul vantului asupra aripii. Aceasta comanda va cauza de asemenea coborarea eleronului celeilalte aripi.

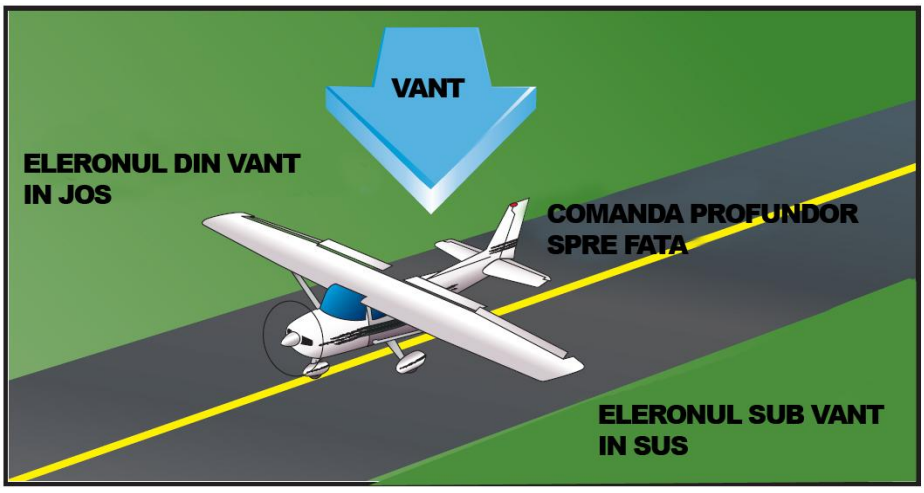


Fig 14.3.Rulajul cu vant lateral-spate

Cand se ruleaza cu vant din lateral-spate, profundorul trebuie tinut in jos prin actionarea mansei in fata,iar eleronul din vant trebuie tinut tot bracat in jos (Fig 14.3.).

Din moment ce vantul actioneaza asupra avionului din spate, aceste pozitii ale suprafetelor de comanda reduc tendinta vantului de a ajunge sub coada avionului si de a produce capotarea acestuia.

Aplicarea acestor corectii cand vantul are componenta laterala ajuta la micsorarea tendintei avionului de a se orienta catre vant si fac ca acesta sa fie mai usor de controlat.

In mod normal toate virajele trebuie incepute prin actionarea palonierului pentru a directiona roata de bot. Pentru a strange virajul dupa ce a fost actionat palonierul la maxim se actioneaza frana cat este necesar. Cand se opreste avionul este recomandat sa ramana roata de bot dreapta pentru a usura plecarea avionului de pe loc.

In timpul rulajului cu vant lateral chiar si avioanle cu roata de bot au tendinta de a se orienta cu botul catre vant.In orice caz.aceasta tendinta este mai mica decat la avioanele cu bechie (Fig 14.4.).

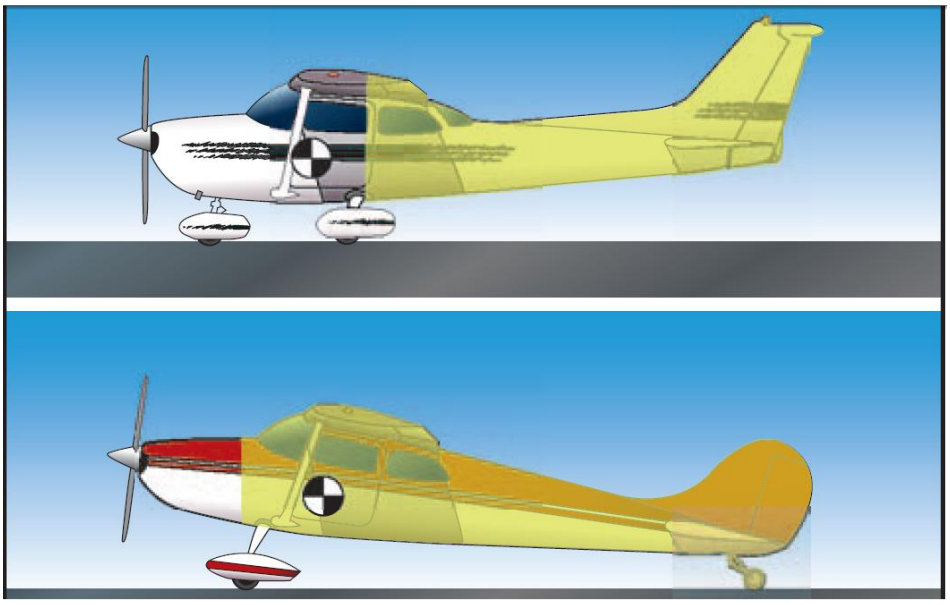


Fig 14.4. Influenta vantului lateral in rulaj

In timpul rulajului de dupa aterizare avionul trebuie sa incetineasca gradat pana la viteza normala de rulaj inainte de a vira pentru iesirea de pe pista de aterizare. In cazul efectuarii virajului la unghiuri si viteze mari pot avea loc capotarea si distrugeri ale avionului.

Pentru a acorda atentie maxima controlului aeronavei in timpul rulajului de dupa aterizare, verificarea de dupa aterizare trebuie efectuata doar dupa ce aeronava a fost oprita in afara pistei.

Au existat numeroase cazuri in care pilotul din greseala a actionat maneta gresita si a bagat trenul de aterizare in loc de flaps datorita atentiei distribuite gresit in timpul miscarii avionului.

In orice caz, aceasta procedura poate fi modificata daca producatorul recomanda ca dupa aterizare anumite manevre trebuie executate in timpul rulajului de dupa aterizare. De exemplu, cand se executa aterizarile pe teren scurt, este posibil ca producatorul sa recomande retragerea flapsului in timpul rulajului de dupa aterizare pentru a imbunatati franarea. In aceasta situatie pilotul trebuie sa faca o buna identificare a manetei de flaps si sa o actioneze.

In afara cazului in care parcarea se efectueaza in zone supravegheate, special destinate parcarii, pilotul trebuie sa aleaga o locatie in care avionul sa nu fie pe directia fluxului de aer produs de elicile altor avioane. De cate ori este posibil, aeronava trebuie parcata cu botul in vant. Dupa oprirea in locul dorit, avionului trebuie sa i se permita sa ruleze suficient pentru a indrepta roata de bot sau bechia.

In final.pilotul trebuie sa respecte check-listul de oprire al motorului indicat in manualul producatorului.

Unele din cele mai importante actiuni includ:

- actionare franelor de parcare
- reducerea manetei de gaze la relanti
- incercarea magnetourilor si apoi taierea lor
- oprirea statiei radio
- oprirea intrerupatorului general
- blocarea comenzilor

Un zbor nu este niciodata terminat inainte ca motorul sa fie orpit si aeronava asigurata. Pilotul trebuie sa considere acestea o parte esentiala din orice zbor.

BIBLIOGRAFIE

1. Aeroclubul Romaniei – *Principiile zborului 2007*

2. *FAA Airplane Flying Handbook 06 / 2004*

3. *Oxford ATPL Book*

Pagină lăsată goală